



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**ZÁSTAVBA TURBOVRTULOVÉ POHONNÉ JEDNOTKY DO
MALÉHO DVOUMÍSTNÉHO LETOUNU**

TURBOPROP POWERPLANT INSTALLATION INTO SMALL TWOSEATER AIRPLANE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Ondřej Kövér

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

BRNO 2018

ZÁMĚRNĚ VYNECHÁNO

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Ondřej Kůvēr**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Zástavba turbovrtulové pohonné jednotky do malého dvoumístného letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V rámci vývoje malého letounu pro výcvik vojenských posádek je nutno zastavět turbovrtulovou pohonnou jednotku. Na základě charakteristik letounu a potřebných výkonů je třeba specifikovat tuto jednotku, navrhnout její umístění a zpracovat konstrukční návrh zástavby s ohledem na požadavky budoucího výrobce, schvalovacích předpisů a konfiguraci draku.

Cíle diplomové práce:

Cílem práce je dodat kompletní dokumentaci pro zástavbu pohonné jednotky. V rámci práce zpracujete základní hmotový a centrážní rozbor, navrhnete umístění jednotky, vyberte vhodnou vrtuli a pohonnou jednotku. Pro tuto konfiguraci pak navrhnete motorové lože a umístění jednotlivých agregátů palivové a elektrické soustavy, výstupní a výstupní soustavu. Vše zpracujete ve formě 3D modelu a tištěné výrobní dokumentace pro výrobu motorového lože.

S ohledem na zatížení provedte pevnostní kontrolu motorového lože a jeho připojení do konstrukce draku.

Seznam doporučené literatury:

Stavební předpis CS-23 (<https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/group/cs-23-normal-utility-aerobatic-and-commuter-aeroplanes#group-table>)

NIU, M. CH. Y., Airframe structural design. 2nd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd. ISBN-13: 978-9627128090.

HARRIS, B., Fatigue in composites: science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics. Boca Raton: CRC Press, 2003. ISBN 978-1855736085.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty



Abstrakt

Diplomová práce se zabývá problematikou zástavby turbovrtulového motoru do malého dvoumístného letounu. V první části práce jsou uvedeny důvody, proč je zástavba turbovrtulové pohonné jednotky do malého letounu zvažována. Následně je celý letoun charakterizován, je proveden výběr vhodného motoru, vrtule a hmotový a centrážní rozbor. Pro vybraný motor a vrtuli jsou v kapitole 6 s uvažováním náhradní analytické poláry spočítány letové výkony. V kapitole 7 následuje výpočet obrátové a poryvové obálky a vyšetření největšího kladného a záporného násobku. Na výpočet obálek navazuje výpočet zatížení motorového lože od letových a pozemních případů. V kapitole 9 je řešen konstrukční návrh motorového lože, problematika umístění potřebných prvků motoru a návrh vstupní a výstupní soustavy. Celou práci uzavírá pevnostní výpočet motorového lože a výpočet uložení konstrukce do motorové přepážky.

Klíčová slova

Zástavba motoru, turbovrtulový motor, TP 100, motorové lože, MKP analýza, CS-23, letové obálky, pevnostní výpočet, letové výkony.

Abstract

The diploma thesis deals with the problem of application of turboprop engine to a small 2-seater airplane. In the first part, reasons why the application is in considered are stated. Then, the airplane is characterised, the choice of the most suitable engine, propeller and the weight analysis is made and the centres of gravity are calculated. For chosen engine and propeller, in chapter 6, the flight performance is calculated. In chapter 7 follows calculations of flight envelopes and the limit positive and negative load factor is stated. Flight envelopes calculations are followed by the calculation of engine mount loads of flight and ground cases. In chapter 9, the design of engine mount, inlet and outlet system and positioning of important elements are solved. The design part is followed by strength analysis of engine mount and its attachment into engine partition.

Key words

Engine mounting, turboprop engine, TP 100, engine mount, FEM analysis, CS-23, flight envelopes, strength analysis, flight performance.



Bibliografická citace

KÖVÉR, O. *Zástavba turbovrtulové pohonné jednotky do malého dvoumístného letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 90 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D..



Poděkování

Děkuji tímto panu doc. Ing. Jaroslavu Juračkovi, Ph.D. za cenné rady a připomínky při vypracování této diplomové práce. Dále děkuji svým rodičům za podporu při studiu.



Prohlášení o původnosti práce

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vytvořil samostatně pod vedením vedoucího doc. Ing. Jaroslava Juračky, Ph.D. a s použitím literárních pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně dne 25.5.2018

.....
Bc. Ondřej Kůvér



Obsah

Obsah	9
1 Úvod.....	12
2 Charakteristiky letounu Stream-Turbo	13
2.1 Obecná charakteristika	13
2.2 Základní parametry letounu Stream-Turbo	14
3 Výběr vhodného motoru	16
3.1 Motor TP100	16
3.2 Motor AI-450C.....	17
3.3 Motor Rolls-Royce Allison Model 250 B17F.....	18
3.4 Výsledný výběr	19
4 Výběr vrtule	20
5 Hmotnostní rozbor a centráže	23
5.1 Stanovení prázdné hmotnosti a polohy těžiště	23
5.2 Centrážní diagram	25
6 Výkony pro zvolený motor	27
6.1 Analytická polára	27
6.2 Závislost vzletového a maximálního trvalého výkonu na výšce letu.....	28
6.3 Diagram maximálního využitelného výkonu a tahu	29
6.4 Diagram využitelného výkonu a tahu pro maximální trvalý výkon.....	30
6.5 Horizontální let.....	32
6.6 Stoupací rychlosti a dostup	34
6.7 Dolet a vytrvalost	35
6.7.1 Vytrvalost při letu v konstantní výšce	35
6.7.2 Dolet při letu v konstantní výšce	36
6.8 Vzlet	37
6.8.1 Pozemní část vzletu.....	37
6.8.2 Vzdušná část vzletu.....	38
6.8.3 Celková délka vzletu.....	38
6.8.4 Gradient stoupání po vzletu	38
7 Obálky zatížení	39
7.1 Návrhové rychlosti letu	39



7.1.1	Pádová rychlost V_s	39
7.1.2	Pádová rychlost v přistávací konfiguraci	40
7.1.3	Pádová rychlost letu na zádech	40
7.1.4	Maximální rychlost v horizontálním letu	40
7.1.5	Návrhová cestovní rychlost	40
7.1.6	Návrhová rychlost strmého letu	40
7.1.7	Návrhová rychlost obratu	41
7.1.8	Návrhová rychlost obratu při letu na zádech	41
7.1.9	Návrhová maximální rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	41
7.2	Poryvová obálka	41
8	Zatížení motorového lože	44
8.1	Letové případy zatížení motorového lože	44
8.1.1	Požadavky předpisu CS-23 na výpočet zatížení motorového lože	44
8.1.2	Získané hodnoty zatížení pro jednotlivé případy	45
8.1.3	Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy	49
8.1.4	Početní zatížení motorového lože pro letové případy	49
8.2	Pozemní případy zatížení motorového lože	50
8.2.1	Násobek vyvolaný přistáváním	50
8.2.2	Případ zatížení 14 – vodorovné přistání se skloněnými reakcemi	50
8.2.3	Případ zatížení 15 – brždění při pojíždění	52
8.2.4	Případ 16 až 19 – dodatečné podmínky pro příďová kola	53
8.2.5	Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé pozemní případy	54
8.2.6	Početní zatížení motorového lože pro jednotlivé pozemní případy	54
9	Návrh konstrukce motorového lože a umístění agregátů	55
9.1	Zástavba motoru v letounu Cessna 172 OK-ATD	55
9.2	Motorové lože	57
9.2.1	Základní požadavky na motorové lože	57
9.2.2	Konstrukce motorového lože	59
9.3	Umístění prvků instalace motoru	61
9.4	Uchycení motorového lože do motorové přepážky	62
9.5	Vstupní a výstupní soustava	62
10	Pevnostní výpočet	65



10.1	Pevnostní výpočet lože	65
10.1.1	Reakce od příďového podvozku	65
10.1.2	Výpočet motorového lože	67
10.2	Pevnostní výpočet uložení na motorové přepážce.....	73
10.2.1	Charakteristiky použitých materiálů	74
10.2.2	Smykové namáhání	74
10.2.3	Kombinace tahového a smykového namáhání.....	74
11	Závěr	75
	Seznam použitých zdrojů	77
	Seznam použitých symbolů a zkratek.....	79
	Seznam obrázků a tabulek	81
	Seznam příloh	84
	Příloha 1 – Výsledky MKP analýzy pro jednotlivé případy	85



1 Úvod

Trh je v posledních letech novými typy ultralehkých letounů takřka zahlcen. Stále ovšem vznikají další, více či méně inovativní koncepce. Málokterá je ovšem v něčem průlomová a na první pohled zajímavá. Letoun Stream od firmy TL-Ultralight, díky svému, ne zcela konvenčnímu uspořádání, patří ovšem právě mezi ty, jež opravdu nelze přehlédnout. První let se uskutečnil na sklonku léta roku 2015.

Již od počátku vývoje bylo krom ultralehké verze Stream-UL zamýšleno vytvořit také 2 další verze pro výcvik vojenských pilotů, certifikované pod předpisem CS-23. Konkrétně verzi Stream-Trainer, se stejným motorem jako verze UL, tedy Rotaxem 912ULS a verzi Stream-Turbo, s turbovrtulovým motorem.

Všechny 3 verze mají shodný tvar a vnější rozměry. Druhé 2 jmenované se ovšem odlišují zvýšenou robustností, větším objemem palivových nádrží a z toho plynoucí zvýšenou maximální vzletovou hmotností. Verze Turbo je potom unikátní samotnou zástavbou turbovrtulového motoru.

Zástavba turbovrtulových motorů do dvoumístných letounů je značně neobvyklá, když po- mineme letouny pro speciální, například zemědělské využití, a většina doposud realizovaných pře- staveb byla hlavně experimentálního charakteru. Turbivrtulový motor disponuje sice na první po- hled velmi dobrým poměrem výkonu ku hmotnosti. Ovšem v porovnání s pístovým motorem ob- dobného výkonu, disponuje také o cca. 60% vyšší měrnou spotřebou a vyšší pořizovací cenou. Letoun s turbivrtulovým motorem má ovšem své nezaměnitelné charakteristiky, a v armádních výcvikových střediscích své uplatnění zcela jistě nalezne.

Účelem této diplomové práce je pro letoun Stream-Turbo vybrat vhodný motor a vrtuli. Provést hmotností a centrážní rozbor. Dále pak spočítat letové výkony, stanovit zatížení motoro- vého lože dle obálek, provést návrh zástavby vybraného motoru včetně všech potřebných agregátů, ověřit únosnost navrženého motorového lože a dodat kompletní výkresovou dokumentaci k zá- stavbě.



Obrázek 1.1: TL-Ultralight Stream-UL [1]



2 Charakteristiky letounu Stream-Turbo

2.1 Obecná charakteristika

Letoun Stream-Turbo je celokompozitový, dvoumístný dolnoplošník se zatahovacím podvozkem příďového typu. Uplatnění, díky svým vlastnostem, by měl naleznout zejména při výcviku nových vojenských pilotů. Sedadla posádky jsou uspořádána tandemově.

Trup je čistě laminátová, sendvičová skořepina s přepážkami a je v něm umístěn pilotní prostor se sedadly za sebou. Za sedadlem druhého pilota je umístěn zavazadlový prostor, a prostor pro padák s raketou záchranného systému. V kořenové části centroplánu je umístěna jedna palivová nádrž o celkovém objemu 90 l. Křídlo je samonosné, navržené jako nosníková sendvičová skořepina s kořenovým žebrem. Spojení s centroplánem je realizováno polokrakovci hlavních nosníků a jednoduchým závěsem na pomocném nosníku. Křídlo je vybaveno křídélky a dvoušterbinovou vztlakovou klapkou.

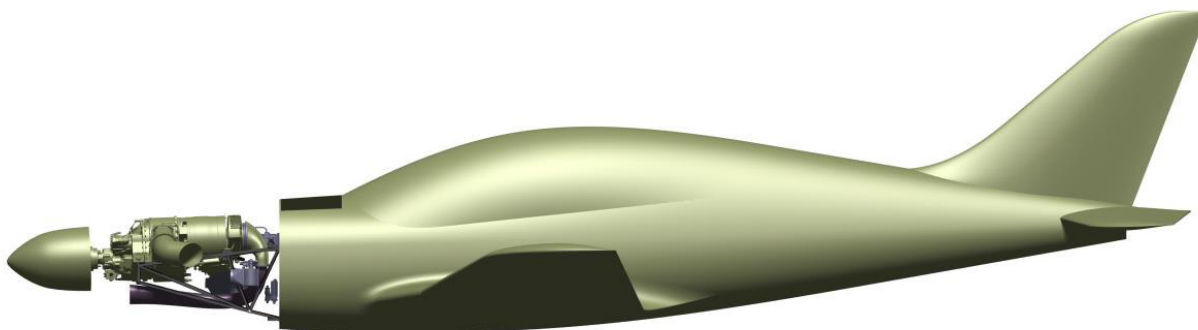
Plně zatahovací podvozek má odpružena všechny 3 kola. Hlavní podvozková kola jsou brzděná. Příďový podvozek je říditelný a je uchycený do motorového lože. Zasouvání podvozkových noh je provedeno hydraulicky. Příďový podvozek se zatahuje do přední části trupu, hlavní podvozek do centroplánu. Nouzové vysunutí zajišťuje nouzová pumpa a hydraulické zámky.

Řízení křidélek a výškového kormidla je táhlové, řízení směrovky je lanové. Podélné a příčné vyvažovací plošky jsou ovládány servomotory, stejně jako vztlakové klapky.

Palivový systém sestává z jedné palivové nádrže o objemu 90 l umístěné v centroplánu, a 2 palivových nádrží, o objemu 60 l, umístěných v kompozitových nádržích každé poloviny křídla, palivového vedení, ventilu, palivoměru a palivového filtru a dalších prvků nezbytných pro spolehlivý chod turbovrtulové pohonné jednotky.

Elektrický systém je napájen 12 V stejnosměrného proudu. Zabezpečuje funkci palubních přístrojů, vztlakových klapek, podélného a příčného vyvážení a radiostanice. Zdrojem u verze UL je baterie 12 V/14 Ah⁻¹.

Pitot statický systém má Prandtlovu trubici umístěnou pod levým křídlem, statický tlak je odebírán po bocích trupu. [2]



Obrázek 2.1: Letoun TL-Ultralight Stream-Turbo, render zástavby

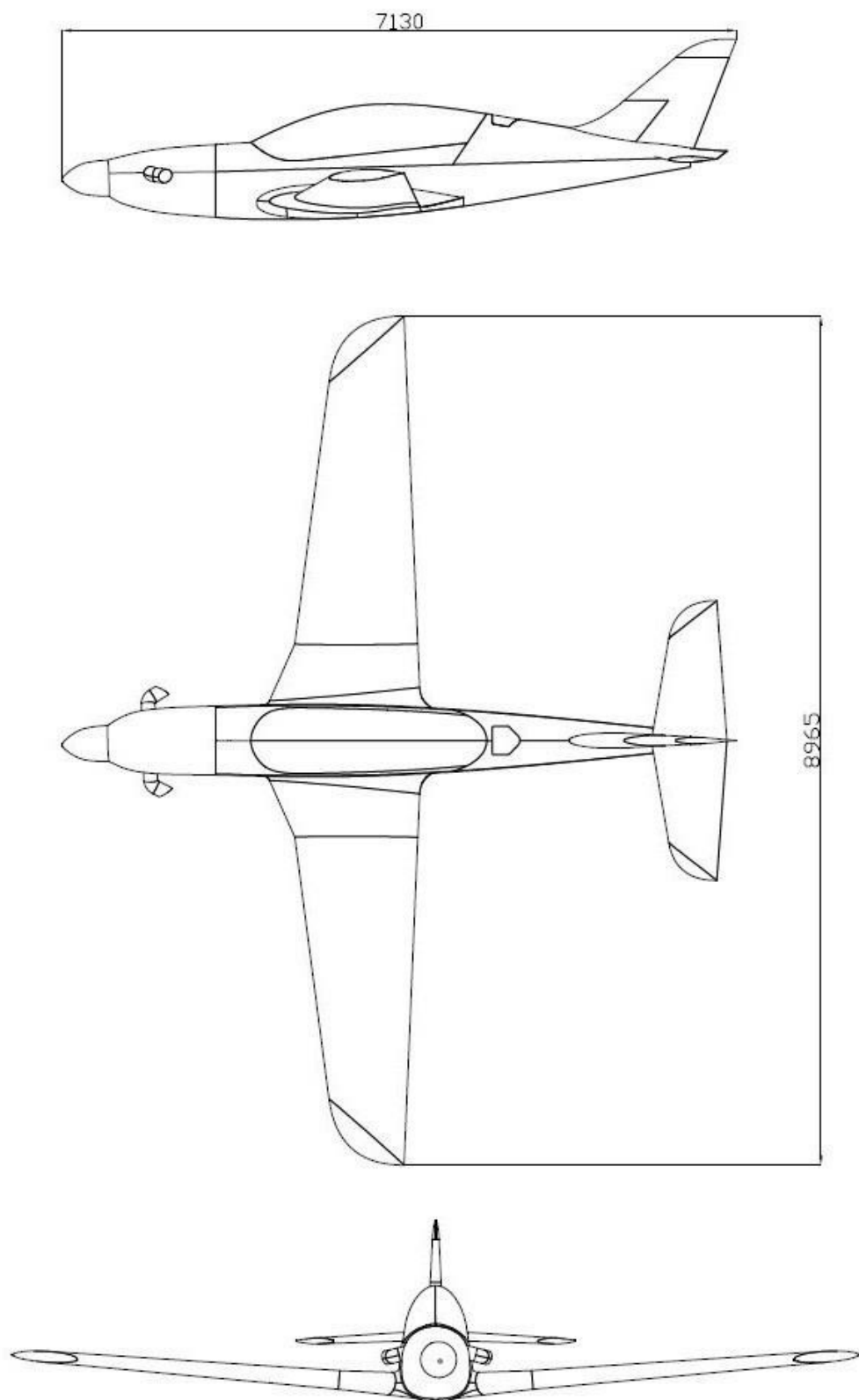


2.2 Základní parametry letounu Stream-Turbo

Tabulka 2.1: Vybrané charakteristiky letounu TL-Ultralight Stream-Turbo [2]

Hmotnosti				
Maximální vzletová hmotnost	m_{MTOW}	850	[kg]	
Prázdná hmotnost	m_0	468.2	[kg]	
Maximální hmotnost posádky	$m_{pos.max}$	200	[kg]	
Minimální hmotnost posádky	$m_{pos.min}$	60	[kg]	
Maximální hmotnost zavazadel	$m_{zav.max}$	25	[kg]	
Povolený rozsah polohy těžiště	x_T	15-35	[% c_{SAT}]	
Rozměry				
Rozpětí	b	9	[m]	
Délka	l	7.13	[m]	
Výška	h	2.475	[m]	
Křídlo				
Plocha	S	9.962	[m ²]	
Štíhlost	A_r	8.131	[–]	
Hloubka kořenového profilu	c_0	1.800	[m]	
Hloubka koncového profilu	c_k	0.700	[m]	
Střední aerodynamická tětiva	c_{SAT}	1.199	[m]	
Vzdálenost c_{SAT} od náběžné hrany	-	0.522	[m]	
Vzepětí křídla	ψ	5	[°]	
Úhel nastavení křídla	φ_0	2.5	[°]	
Hloubka křídélka	$c_{kř}$	25	[%]	
Plocha křídélka (jednoho)	$S_{kř}$	0.225	[m ²]	
Hloubka klapky	c_{kl}	25	[%]	
Plocha klapky (jedné)	S_{kl}	0.602	[m ²]	
Výchylka křídélka	Nahoru	$-\delta_{kř}$	25	[°]
	Dolů	$+\delta_{kř}$	12	[°]
Výchylka klapky	Vzlet	$\delta_{kl.vzlet}$	10/21.5	[°]
	Přistání	$\delta_{kl.přist.}$	32	[°]
Rychlosti				
Maximální nepřekročitelná	V_{NE}	400	[km/h]	
Maximální v turbulenci	V_{RA}	320	[km/h]	
Maximální rychlost obratu	V_A	228	[km/h]	
Maximální se vztlakovými klapkami	V_F	140	[km/h]	
Pádová v přistávací konfiguraci	V_{SO}	93	[km/h]	
Povolené násobky zatížení				
Vztlakové klapky zasunuty	n	+4.4/-1.761	-	
Vztlakové klapky vysunuty	n_{klapky}	+2/0	-	
Podvozek vysunut	$n_{podvoz.}$	+2/0	-	
Maximální operační výška	H_{max}	6000	[m]	

¹ Jedná se o minimální hodnotu násobku obratu požadovanou předpisem, většího násobku není možné dosáhnout kvůli omezení motoru TP100 [3].



Obrázek 2.2: Obrysové plochy letounu Stream-Turbo



3 Výběr vhodného motoru

Jak již bylo řečeno v úvodu, zástavba turbovrtulového motoru do letounu této kategorie není obvyklá. Výkony běžně používaných, menších turbovrtulových motorů, začínají většinou na hodnotě okolo 400 kW. Motor Walter M-601Z, používaný v letounu Z-37, disponoval maximálním výkonem 382 kW [4]. Pro nižší výkony se turbovrtulové motory nevyplácí, i přesto jsou ovšem na trhu do jisté míry zastoupeny. Níže jsou 3 nejslabší nalezené uvedeny a porovnány.

3.1 Motor TP100

Jedná se o motor českého výrobce PBS Velká Bíteš, o výkonu 241 HP a suché hmotnosti 61.6 kg. Využití nachází zejména v menších letounech a UAV (unmanned aerial vehicle). Úspěšně byl instalován již na několik letounů, na dvoumotorový EM-11C Orka polského výrobce, ILOT i31T, či americký RV-10. Momentálně je testován na letounu Cessna 172, registrace OK-ATD (obrázek 3.2), která slouží jako létající laboratoř výrobce. Jako první byl zastavěn do letounu VUT-061 Turbo. Nevýhodou motoru je, že není zcertifikovaný. Základní parametry motoru jsou uvedeny v tabulce 3.1. [3, 5]

Tabulka 3.1: Parametry motoru TP100 [5]

Prázdná hmotnost	m_0	61.6	[kg]
Maximální výkon	P_{max}	241	[HP]
Hodinová spotřeba paliva pro cestovní režim (188 HP)	$C_{h,cest.}$	76.7	[kg/hod]
Základní rozměry (bez výfuku)		887x330x398	[mm]



Obrázek 3.1: TP100 s vrtulí [5]



Obrázek 3.2: Cessna 172 s motorem TP100 [6]



3.2 Motor AI-450C

Jedná se o nejslabší ze série motorů vyvinutých ukrajinskou firmou Ivchenko-Progress a vyráběných ukrajinskou firmou Motor Sich. V porovnání s TP100 se jedná o mnohem výkonnější, rozměrnější a těžší motor, navržený zejména pro pohon rychlejších a těžších letounů. Pohání letouny Diamond DART 450 (obrázek 3.4), používaný v první řadě pro civilní a vojenský výcvik, či Diamond DA50 JP7. Silnější motory 450C-2, od stejného výrobce, jsou instalovány na letounu EV-55. Základní parametry motoru jsou uvedeny v tabulce 3.2. [7]

Tabulka 2.2: Parametry motoru AI-450C [7]

Prázdná hmotnost	m_0	130	[kg]
Maximální výkon	P_{max}	450	[HP]
Hodinová spotřeba paliva pro cestovní režim (285 HP)	$C_{h,cest.}$	92.6	[kg/hod]
Základní rozměry (bez výfuku)		1108x575x702	[mm]



Obrázek 3.3: Motor AI-450C s vrtulí [7]



Obrázek 3.4: Diamond DART-450 s motorem AI-450C [8]



3.3 Motor Rolls-Royce Allison Model 250 B17F

Jedná se o velmi úspěšný, nejslabší turbovrtulový motor vyráběný firmou Rolls-Royce. Byl vyvinut na počátku 60. let firmou Allison Engine Company a nabízí maximální vzletový výkon 450 HP. Je instalován například na letounech Extra EA-500 (obrázek 3.5), Grob G120TP, jež je používán hlavně pro výcvik vojenských pilotů různých armád, GippsAero GA10, nebo Cessna 206. Základní parametry motoru jsou uvedeny v tabulce 3.3. [9]

Tabulka 3.3: Parametry motoru Rolls-Royce Model 250 B17F [9]

Prázdná hmotnost	m_0	93	[kg]
Maximální výkon	P_{max}	450	[HP]
Hodinová spotřeba paliva pro cestovní režim (369 HP)	$C_{h,cest.}$	111	[kg/hod]
Základní rozměry (bez výfuku)		1143x492	[mm]



Obrázek 3.5: Extra EA-500 s motorem Rolls-Royce Allison Model 250 B17F [10]



3.4 Výsledný výběr

V tabulce 3.4 je uveden souhrnný přehled uvažovaných motorů:

Tabulka 3.4: Srovnání parametrů uvažovaných motorů

			TP100	AI-450C	RR250
Prázdná hmotnost	m_0	[kg]	61.6	130	93
Maximální výkon	P_{max}	[HP]	241	450	450
Hodinová spotřeba, cestovní režim	$C_{h,cest.}$	[kg/hod]	76.7	92.6	111

Pro instalaci na letoun Stream-Turbo se z výše zmíněných a porovnaných motorů jeví jako nejvhodnější motor TP100, který má k motoru Rotax výkonově nejbližší. Zbylé 2 uvedené jsou pro instalaci zbytečně výkonné, těžké, neekonomické na provoz, cenově méně dostupné a najdou uplatnění hlavně na 4 a vícemístných letounech s maximální vzletovou hmotností od 1500 kg.

Pro další výpočty budou uvažovány parametry motoru TP100, jež jsou uvedeny souhrnně v tabulce 3.5. Uvedené hodnoty jsou vztaženy k mezinárodní standartní atmosféře (MSA).

Tabulka 3.5: Rozšířené parametry motoru TP100 [3]

Maximální výkon na hřídeli	P_{max}	180	[kW]
Maximální trvalý výkon na hřídeli	$P_{max.trv.}$	160	[kW]
Výkon na hřídeli v cestovním režimu	P_{cest}	140	[kW]
Reakční účinek spalín pro P_{max}	F_{Rmax}	177	[N]
Reakční účinek spalín pro $P_{max.trv.}$	$F_{Rmax.trv.}$	163	[N]
Specifická spotřeba paliva při $P_{max.tr}$	$C_{eP,max.trv.}$	0.525	[kgkW ⁻¹ h ⁻¹]
Specifická spotřeba paliva při P_{cest}	$C_{eP,cest.}$	0.548	[kgkW ⁻¹ h ⁻¹]
Redukované otáčky generátoru plynu 100%	n_r	60000	[min ⁻¹]
Otáčky volné turbíny	n_{vt}	44790	[min ⁻¹]
Výstupní otáčky na hřídeli	n_v	2158	[min ⁻¹]
Moment setrvačnosti rotoru generátoru plynu	I_{xr}	2.8152·10 ⁻³	[kg · m ²]
Převodový poměr reduktoru		20.751:1	[–]
Smysl otáčení motoru vztažen ke směru letu		doleva	
Hmotnost bez provozních kapalin a doplňků	m_0	61.6	[kg]
Délka	l	891	[mm]
Šířka bez výfuku	s	330	[mm]
Výška	h	398	[mm]
Maximální provozní výška	H_{max}	9000	[m]
Maximální rychlost letu	V_{max}	400	[km/h]
Povolený rozsah teploty okolního vzduchu	T_{lim}	-30 - +30	[°C]
Palivo		JET A, A1, B	
Olej		Mobil Jet Oil II, Aeroshell 390	



4 Výběr vrtule

Výběr vhodné vrtule byl proveden po e-mailové konzultaci s výrobcem MT-Propellers na základě předpokládaných letových výkonů, vlastností a zamýšlenému použití letounu.

Pro očekávané výkony, použití a motor TP100 byla výrobcem jako vhodná navržena vrtule MTV-25-1-D-C-F/CFL175-51a s průměrem 175 cm.

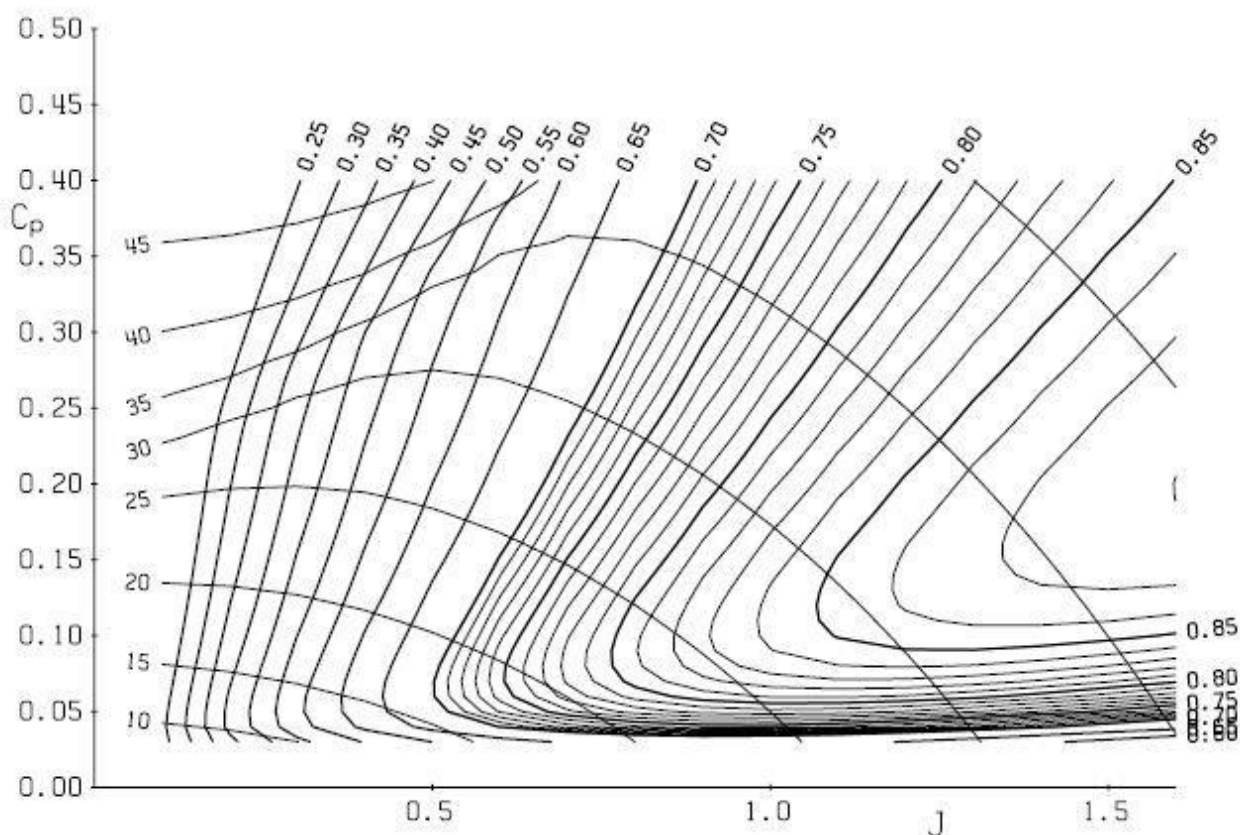
Jedná se o pětistou, hydraulicky stavitelnou vrtuli typu “constant speed“. Vrtulové listy jsou vyrobeny z kompozitu s niklovou náběžnou hranou. Náboj je hliníkový.

Vrtuli lze zapraporovat. Pracovní úhel nastavení listů je v rozmezí od 19° do 81°. Dostupné charakteristiky vrtule, použité v dalším výpočtu, jsou uvedeny v tabulce 4.1.

Tabulka 4.1: Charakteristiky vrtule MTV-25-1-D-C-F/CFL175-51a

Hmotnost	m_{vrt}	29	[kg]
Moment setrvačnosti	I_{xvrt}	1.5	[kg · m ²]
Úhel nastavení listů	φ	19-81	[°]

K dané vrtuli byli výrobcem dodány také její výkonové charakteristiky, uvedené na obrázku 4.1.



Obrázek 4.1: Výkonové charakteristiky vrtule MTV-25-1 (175 cm)

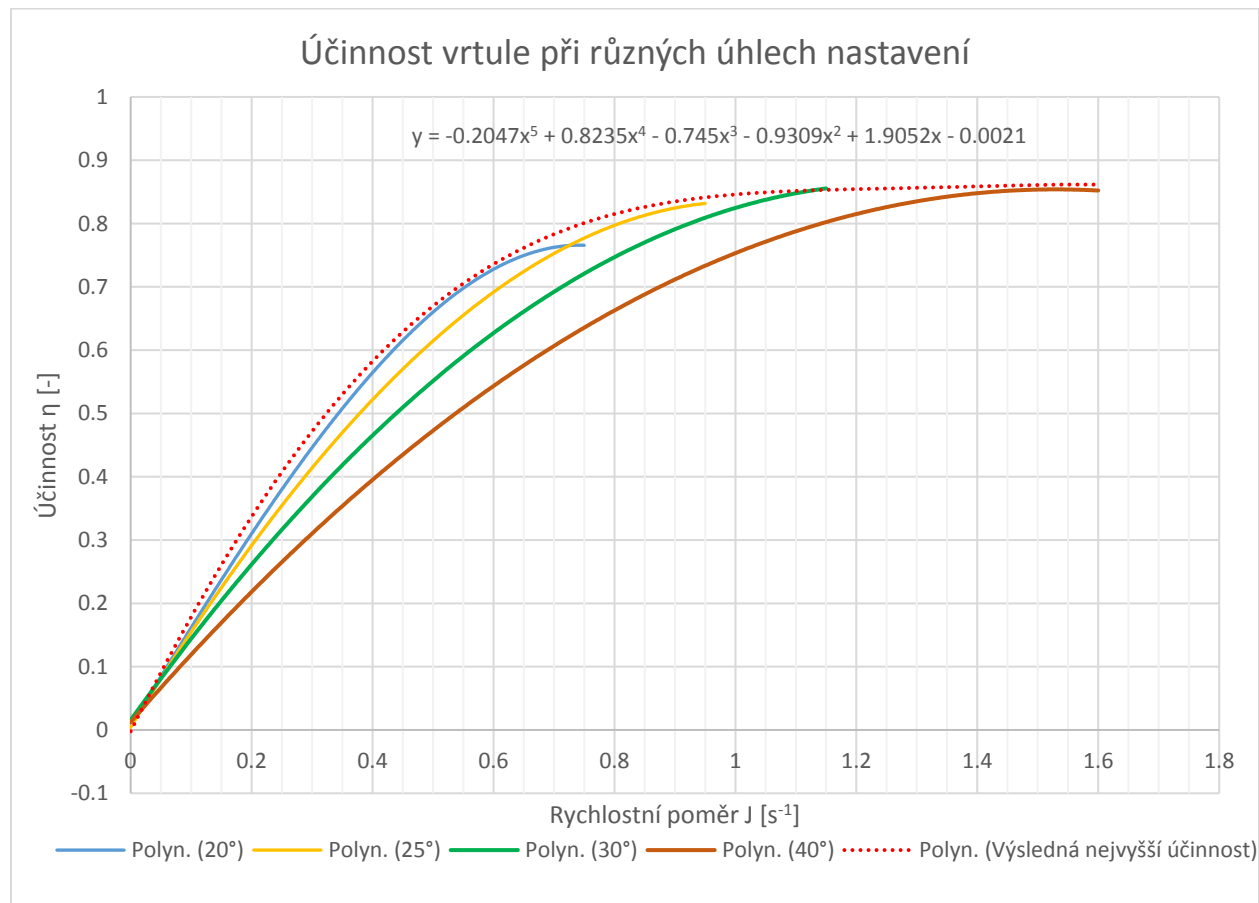


Z výkonových charakteristik vrtule byla vytvořena závislost účinnosti η na rychlostním poměru [11]

$$J = \frac{v}{n \cdot D}$$

kde v je rychlost letu v $[m \cdot s^{-1}]$ a D průměr vrtule v $[m]$ a n otáčky vrtule $[s^{-1}]$ [11].

Pro přesnější odečtení hodnot z grafu dodaného výrobcem byl využit program Autocad 2013. Závislost účinnosti vrtule na rychlostním poměru a úhlu náběhu je na obrázku 4.2.



Obrázek 4.2: Účinnost vrtule v závislosti na rychlostním poměru J

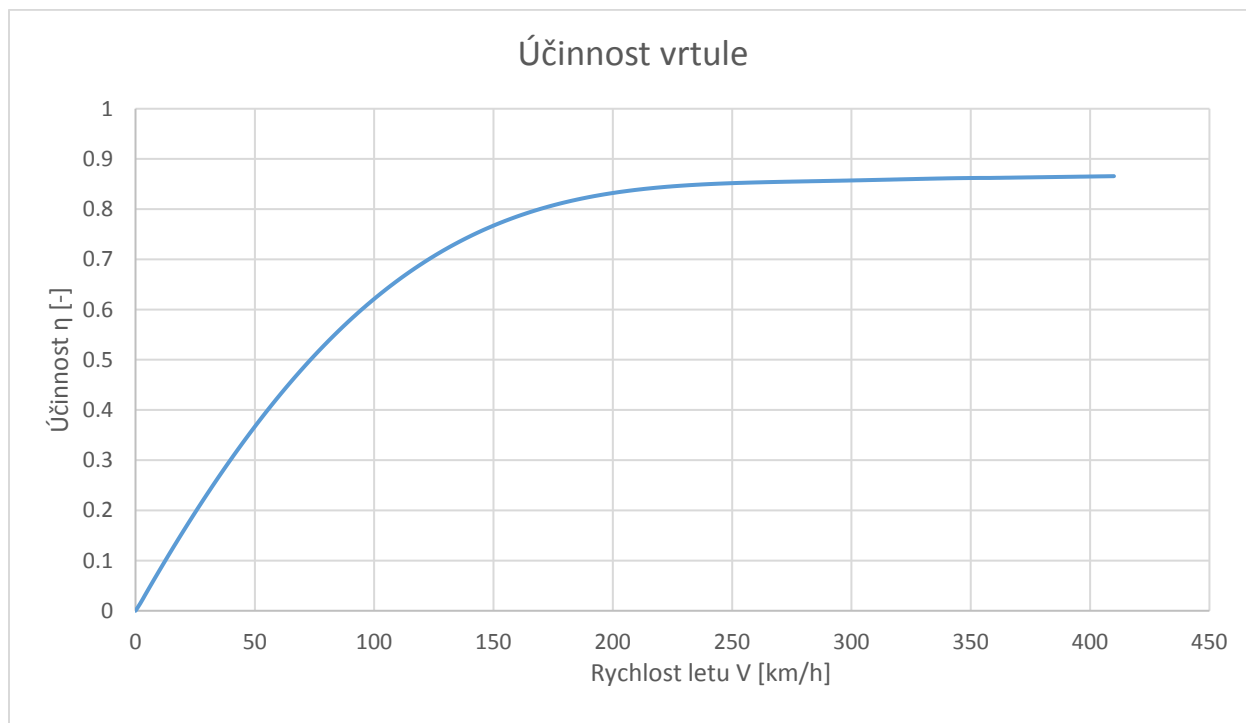
Odečtené účinnosti vrtule je možné s dostačující přesností aproximovat polynomm 5. řádu, kdy maximální dosažitelná účinnost vrtule v závislosti na rychlosti je poté dána vztahem:

$$\eta = -0.2047 \left(\frac{1}{nD} \right)^5 v^5 + 0.8235 \left(\frac{1}{nD} \right)^4 v^4 - 0.745 \left(\frac{1}{nD} \right)^3 v^3 - 0.9309 \left(\frac{1}{nD} \right)^2 v^2 + 1.9052 \left(\frac{1}{nD} \right) v - 0.0021$$

Z grafu (obrázek 4.2) je patrné, že aproximovaná hodnota účinnosti vrtule při nižších rychlostech, je mírně optimistická, nicméně při vyšších rychlostech, od rychlostního poměru $J = 1$, je již aproximovaná účinnost takřka totožná s účinností odečtenou z grafu. Právě v této oblasti budou počítány letové výkony. Oblast nižších rychlostních poměrů není pro další výpočty důležitá.



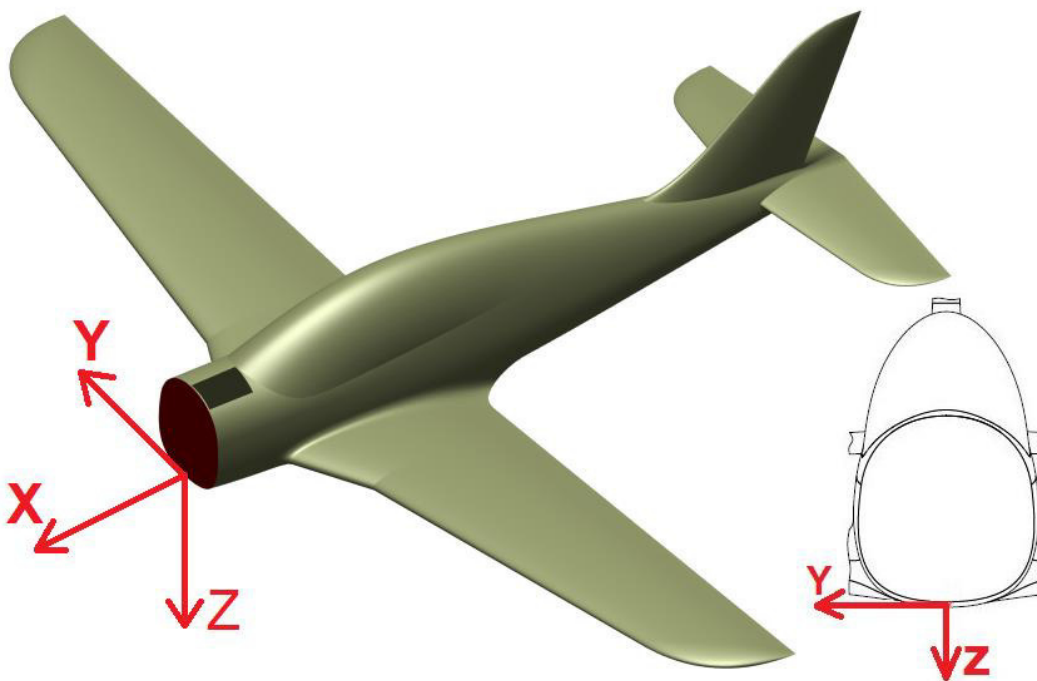
Maximální dosažitelná účinnost vrtule v závislosti na rychlosti letu je znázorněna na obrázku 4.3. Vzhledem k absenci hodnot účinnosti pro vyšší rychlostní poměr než $J = 1.6$ byly hodnoty účinnosti pro rychlost nad 358 km/hod lineárně dopočítány s přírůstkem na 1 kilometr rychlosti, odpovídajícím průměru přírůstku mezi rychlostmi 328 km/hod a 358 km/hod.



Obrázek 4.3: Maximální dosažitelná účinnost vrtule v závislosti na rychlosti letu

5 Hmotnostní rozbor a centráže

Hmotnostní rozbor a výpočet centrží byl proveden v pravouhlém souřadnicovém systému s počátkem v nejnižším bodu na motorové přepážce v rovině symetrie letounu. Osa x je rovnoběžná s podélnou osou letounu, osa z je na osu x kolmá a směřuje dolů. Osa y doplňuje pravotočivý systém. Viz obrázek 5.1. Výpočet těžiště je realizován pouze v ose x. Osy y a z nebyly vyšetřovány.



Obrázek 5.1: Orientace souřadného systému

5.1 Stanovení prázdné hmotnosti a polohy těžiště

Hmotnost prázdného letounu verze Turbo bez pohonné jednotky a poloha jeho těžiště byly získány z předběžných výpočtů společnosti TL-Ultralight [12]. Těžiště prázdného letounu Stream-UL, ke které by se měla poloha těžiště prázdného letounu verze Turbo blížit, je dle měření společnosti TL-Ultralight:

$$\bar{x}_{TUL} = 17.85 \% c_{SAT}$$

Hmotnost prázdného letounu, verze Turbo, bez pohonné jednotky:

$$m_{bez\ p.j.} = 320\ kg$$

Poloha těžiště prázdného letounu, verze Turbo, bez pohonné jednotky:

$$x_{Tbez\ p.j.} = -1894\ mm$$

Vzdálenost počátku c_{SAT} od motorové přepážky:

$$x_{SAT} = -876\ mm$$



Poloha centraže prázdného letounu, verze Turbo, bez pohonné jednotky:

$$\bar{x}_{T bez p.j.} = \left| \frac{(x_{T bez p.j.} - x_{SAT})}{c_{SAT}} \cdot 100 \right| = \left| \frac{(-1894 - (-876))}{1199} \cdot 100 \right| = 84.9 \% c_{SAT}$$

Prázdná hmotnost letounu s pohonnou jednotkou a jeho centraž byla stanovena na základě dostupných hmotností součástí použitých pro přestavbu letounu Cessna, registrace OK-ATD [13]. Hmotnost a těžiště motorového lože byly získány z 3D modelu v programu Catia V5. Vzhledem k vyšším násobkům a z nich vyplývajících sil působících na lože je oproti loži v Cessnē o 2 kg těžší. V tabulce 5.1 je uveden přehled použitých komponent, jejich hmotnost a vzdálenost jejich těžiště od motorové přepážky. Baterii a řídicí jednotku s převodníky bylo nutné umístit do předního zavazadlového prostoru kvůli limitovanému místu v motorovém prostoru.

Tabulka 5.1: Seznam použitých komponent zástavby motoru

Komponenta	Hmotnost [kg]	Vzdálenost těžiště v ose x [mm]	Poznámka
Motor	61.6	766	
Provozní kapaliny	4	619	
Vrtule	29	1172	
Výfuky + lapač tepla	3.8	565	
Sání	3	338	
Chladič oleje	2.3	290	
Motorové lože	10.5 ²	390	
Kapotáž	5	912	
Měnič s chladičem	4.8	310	P3TP 1.2, UNIS
Baterie GILL 7035-28	13.1	-100	
Kabeláž	1	305	
Hasící zařízení + hasivo	7	481	
Balast	1	605	CPSP-U/A03, UNIS
Zapalování	0.6	320	Jednokanálové, PBS
Odpojovač	0.5	320	
Silentbloky zadní	1.5	290	
Kontaktor 2 kusy	1.08	40	
Převodník + řídicí jednotka	4.2	-321	
Palivová čerpadla 2 kusy + odplyňovací nádrž + jedno- směrné ventily	2	60	

² Po výpočtu motorového lože v programu Patran byla provedena konstrukční úprava lože. Výsledná hmotnost lože byla z programu Catia V5 po této úpravě stanovena na 8.5 kg, těžiště na 380 mm. Změny centraže ani sil působících na lože od letových a pozemních případů nebyly v práci již uvažovány. Změna centraže byla stanovena v řádu desetin procenta a konstrukce motorového lože není limitně zatížena, tudíž nepatrné zvýšení síly od poryvu nepovede k deformaci konstrukce. Síly od přistávacích případů budou vlivem posunutí těžiště směrem dozadu nepatrně nižší, než jaké byly ve výpočtu uvažovány.



Výsledná hmotnost instalace pohonné jednotky včetně uložení a motorových krytů:

$$m_{p.j.} = \sum m_i = 148.2 \text{ kg}$$

Výsledná prázdná hmotnost je potom stanovena:

$$m_{empty} = m_{bez p.j.} + m_{p.j.} = 320 + 148.2 = 468.2 \text{ kg}$$

Výsledná poloha těžiště prázdného letounu je určena dle vztahu:

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_{Ti}}{\sum m_i} = \frac{-443801.4}{468.2} = -1080.4 \text{ mm}$$

kde za x_{Ti} a m_i je dosazena hmotnost a poloha těžiště prázdného letounu a hmotnosti a těžiště komponent pohonné jednotky z tabulky 5.1.

Výsledná centráž prázdného letounu s pohonnou jednotkou:

$$\bar{x}_T = \left| \frac{(x_T - x_{SAT})}{c_{SAT}} \cdot 100 \right| = \left| \frac{(-1080.4 - (-876))}{1199} \cdot 100 \right| = 17.05 \% c_{SAT}$$

5.2 Centrážní diagram

Povolená centráž letounu Stream-Turbo je od 15 % c_{SAT} do 35 % c_{SAT} . Minimální hmotnost pilota pro sólo lety z předního sedadla je 60 kg. Maximální hmotnost posádky je 200 kg. Maximální hmotnost zavazadel je 25 kg, zde je rozdělena rovnoměrně mezi přední a zadní zavazadlový prostor, tj. 12.5 kg na jeden. Níže, v tabulce 5.2, jsou uvedeny uvažované hmoty proměnlivého zatížení s polohou svého těžiště od motorové přepážky. Polohy těžišť jednotlivých proměnných zatížení byly získány ze systémového výkresu křídla [14], respektive trupu [15].

Tabulka 5.2: Proměnné zatížení a poloha jeho těžiště

Hmota	Poloha těžiště v ose x [14, 15] [mm]	Omezení hmotností [kg]
-		
Přední pilot	-1194.3	60-140, dohromady se zadním maximálně 200 kg
Zadní pilot	-2216	60-140, dohromady s předním maximálně 200 kg
Palivo v centroplánu	-909.7	0-72.4 ³
Palivo v křídlech	-1075	0-96.5 ³
Přední zavazadla	-158.6	0-12.5
Zadní zavazadla	-2713.6	0.12.5

Pro proměnné zatížení z tabulky 5.2 byl sestaven centrážní diagram. Bylo uvažováno celkem 96 různých případů rozložení zatížení. V případě, kdy celková hmotnost přesáhla maximálně navrhovaných 850 kg, byla hmotnost zadního pilota snížena tak, aby celková hmotnost byla rovna 850 kg.

³ Pro palivo JET-A1 a jeho hustotu 0.804 kg/m³ při teplotě 15°C, dle [23] pro 15°C je hustota 775 kg/m³-840 kg/m³.

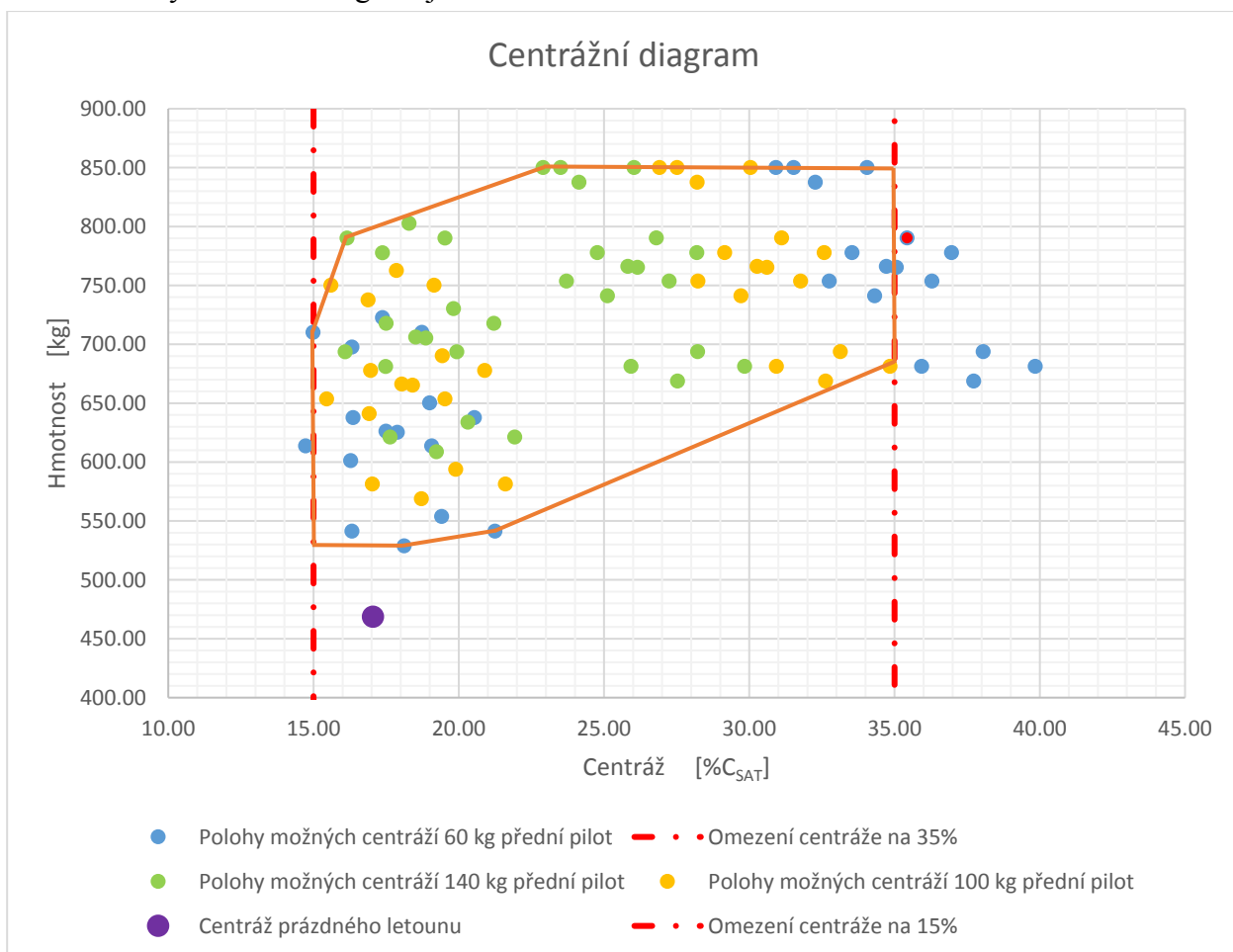


V prvních 32 případech zatížení, byla hmotnost předního pilota uvažována 60 kg, hmotnost zadního pilota 0 kg, nebo 140 kg. Obdobně jako u zadního pilota byly hmotnosti paliva a zavazadel uvažovány buď nulové, nebo maximální možné.

Ve druhých 32 případech byla hmotnost předního pilota uvažována 140 kg, hmotnost zadního pilota 0 kg, nebo 60 kg. Hmotnosti paliva a zavazadel byly opět uvažovány buď nulové, nebo maximální možné.

V posledních 32 případech byla hmotnost předního pilota uvažována 100 kg, hmotnost zadního pilota 0 kg, nebo 100 kg a hmotnosti paliva a zavazadel opět buď nulové, nebo maximální možné.

Získaný centrážní diagram je znázorněn na obrázku 5.2.



Obrázek 5.2: Centrážní diagram

Z centrážního diagramu je patrné, že k překročení přední povolené meze centráže, může dojít v 1 uvažovaném případě, kdy si lehký pilot dá zavazadla do předního zavazadlového prostoru a palivo pouze do centroplánu. K překročení zadní centráže může dojít ve více případech, vždy s těžkým pilotem vzadu. Zadní poloze centráže je třeba věnovat zvýšenou opatrnost, jelikož následky při jejím překročení mohou být fatální.



6 Výkony pro zvolený motor

Není-li řečeno jinak, jsou letové výkony v této kapitole počítány pro maximální vzletovou hmotnost $m = 850 \text{ kg}$.

Výkony jsou počítány pro výšky letu od hladiny moře do 6000 m s přírůstkem 1000 m. Pro jednotlivé výšky jsou dosazeny hodnoty hustoty vzduchu na základě mezinárodní standardní atmosféry (MSA) dle tabulky 6.1.

Tabulka 6.1: Teplota a hustota vzduchu v závislosti na výšce letu

Výška letu H [m]	Teplota T [°C]	Hustota ρ [kg/m ³]
0	15	101325
1000	8.5	89874
2000	2	79494
3000	-4.5	70108
4000	-11	61640
5000	-17.5	54019
6000	-24	47180

Kde na základě znalosti z předmětu OA1:

$$T_H = T_0 - 0.0065 \cdot H$$

$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{4.256}$$

6.1 Analytická polára

Vzhledem k absenci skutečné poláry letounu bude v následujících kapitolách použit odpor letounu pro různé režimy letu, získaný na základě analytické poláry pro cestovní konfiguraci, stanovené dle vztahu [11]:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

a dle analytické poláry pro vzlet, zohledňující zvýšení odporu vlivem vysunutých vztlakových klapek a podvozku. Analytická polára pro vzlet byla odhadnuta:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} + 0.5 \cdot C_{D0}$$

Kde C_{D0} je součinitel odporu při nulovém vztlaku letounu a e je Oswaldův koeficient.

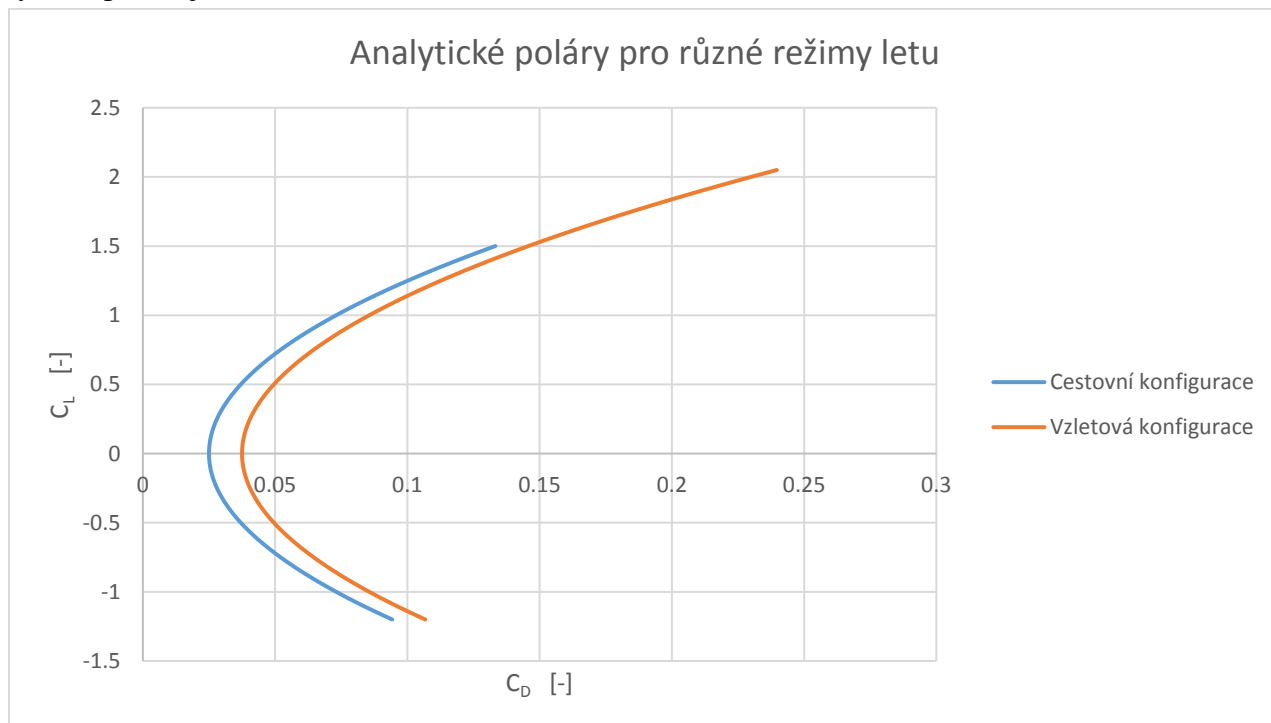
Součinitel odporu při nulovém vztlaku byl odhadnut na základě dostupných hodnot pro jiné letouny kategorie ULL, případně CS-23. Dle zdroje [16, 17] je tento součinitel pro Cessnu 172 roven 0.0341 a pro aerodynamicky čisté letouny typu RV-9, Cirrus SR-22, či DA40-FP leží v rozmezí 0.016 – 0.025. Pro další výpočty bude uvažován součinitel $C_{D0} = 0.025$.



Oswaldův koeficient byl odhadnut na základě vztahu [18]:

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007 \cdot \pi \cdot A} = \frac{1}{1.05 + 0.007 \cdot \pi \cdot 8.131} = 0.8138$$

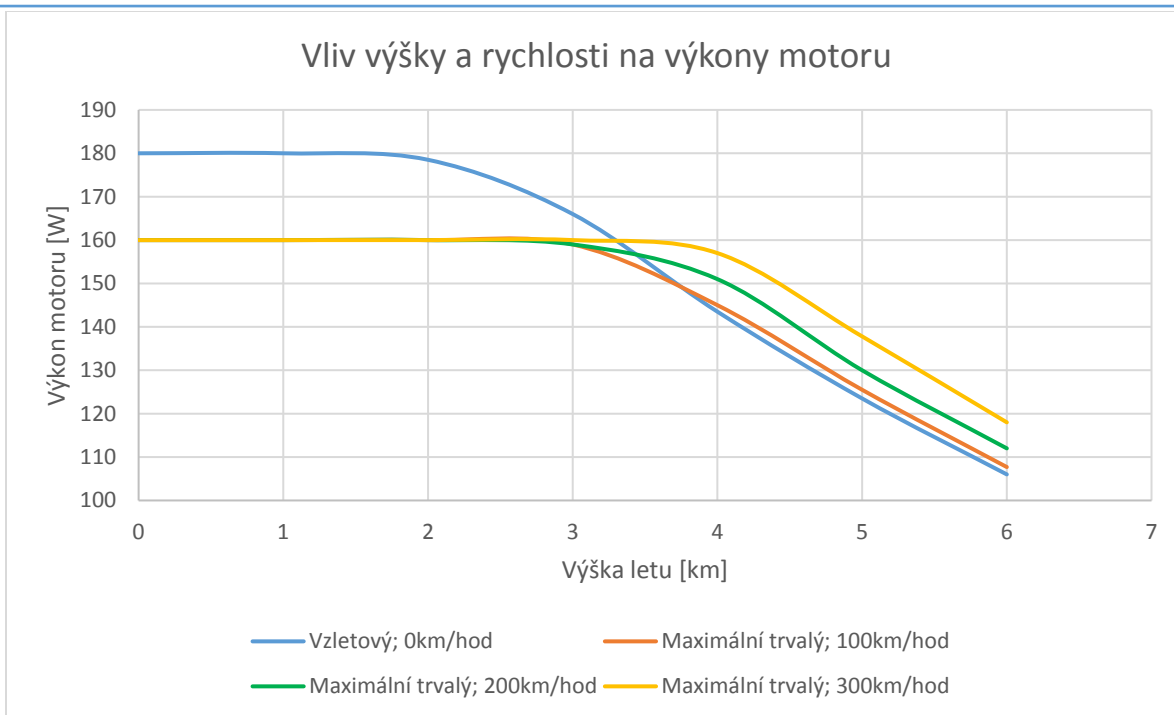
což opět odpovídá hodnotám pro podobné letouny kategorie ULL nebo CS-23 [16]. Získaná analytická polára je na obrázku 6.1.



Obrázek 6.1: Analytické poláry pro cestovní a vzletovou konfiguraci

6.2 Závislost vzletového a maximálního trvalého výkonu na výšce letu

Závislost změny výkonu na výšce a rychlosti letu byla získána z technické zprávy výrobce motoru [3] a je znázorněna na obrázku 6.2. Výkon na hladině moře byl odečten při teplotě 15°C, pro další výšky byl pro odečet uvažován teplotní gradient -0.65°C na 1000 m, viz tabulka 6.1. Vzletový výkon byl odečten pro nulovou rychlost, maximální trvalý výkon potom pro rychlosti 100 km/h, 200 km/h a 300 km/h. Mezi těmito rychlostmi, respektive pro nižší a vyšší rychlosti, byl výkon lineárně dopočítán.



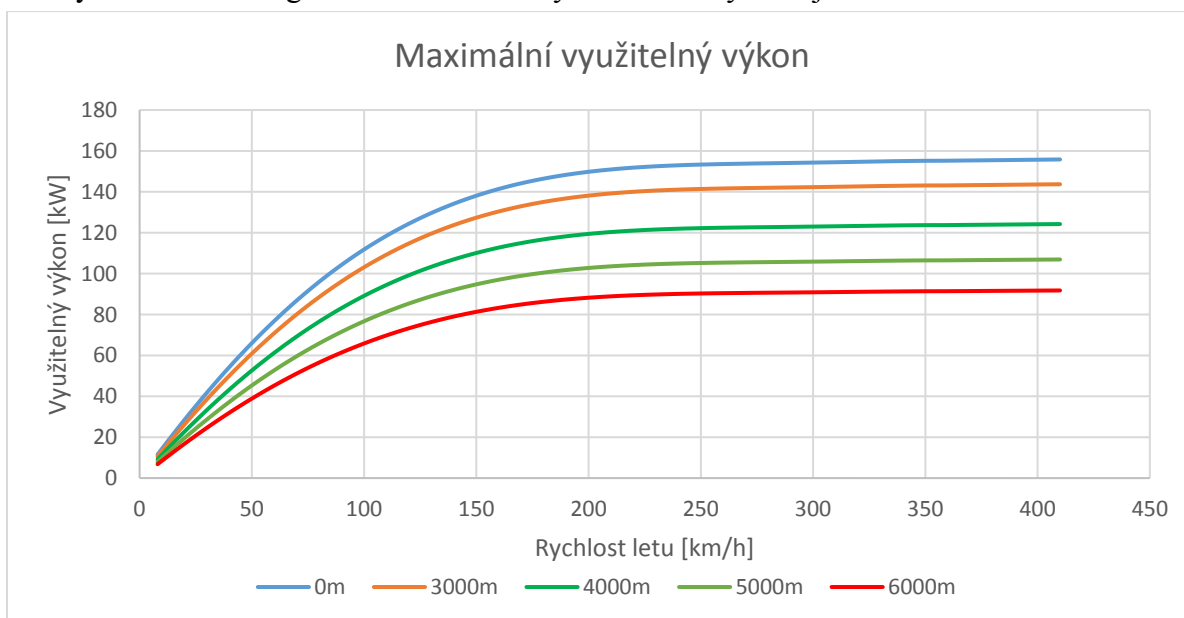
Obrázek 6.2: Vliv rostoucí výšky a rychlosti na výkon motoru [3]

6.3 Diagram maximálního využitelného výkonu a tahu

Maximální využitelný výkon v závislosti na rychlosti letu byl získán dle vztahu [11]:

$$P_{Vmax} = P_{Mmax} \cdot \eta,$$

kde P_{Mmax} je maximální výkon motoru pro danou výšku letu a η je maximální účinnost vrtule pro danou rychlost letu. Diagram maximálního využitelného výkonu je na obrázku 6.3.



Obrázek 6.3: Diagram maximálního využitelného výkonu

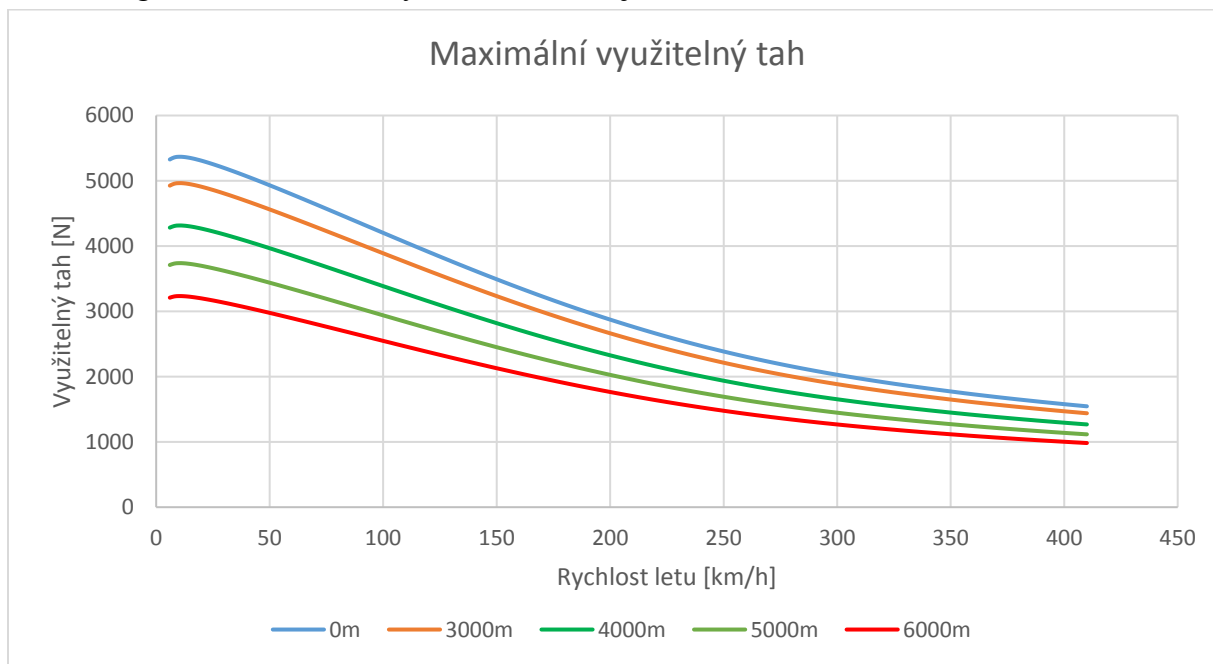


Maximální využitelný tah byl získán dle vztahu [11]:

$$F_{V_{max}} = \frac{P_{V_{max}}}{v} + F_{R_{max}},$$

kde v je rychlost letu v $[m/s]$ a $F_{R_{max}}$ reakční účinek spalín při maximálním výkonu motoru.

Diagram maximálního využitelného tahu je na obrázku 6.4.



Obrázek 6.4: Diagram maximálního využitelného tahu

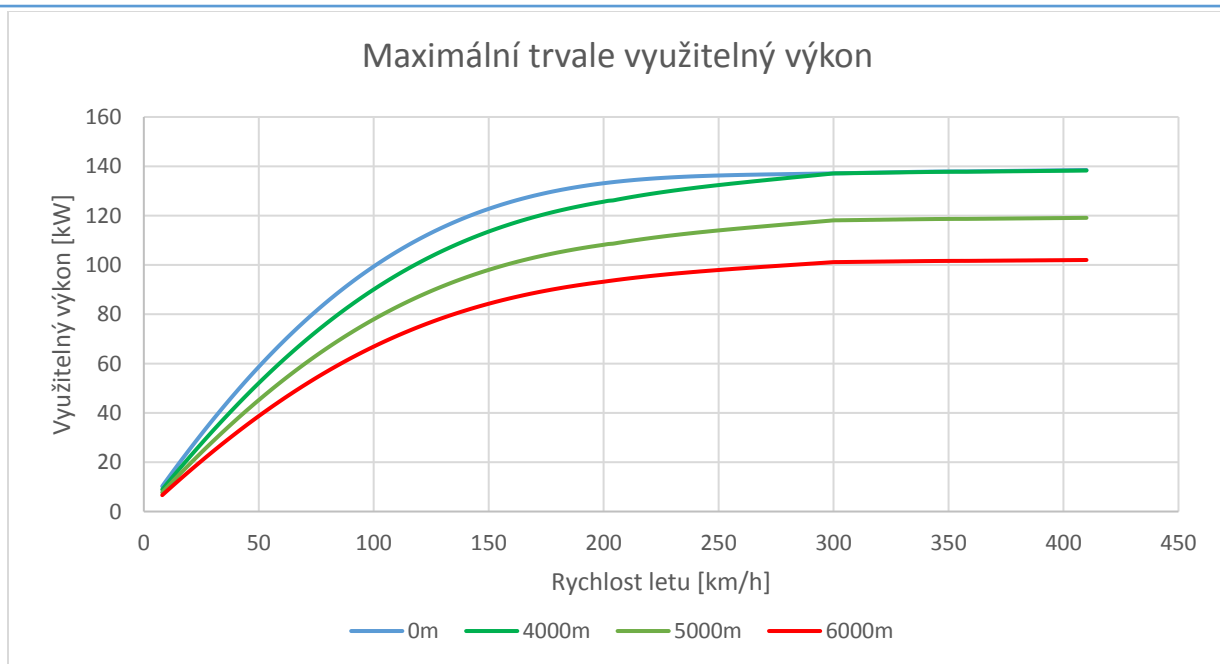
6.4 Diagram využitelného výkonu a tahu pro maximální trvalý výkon

Pro určení využitelného výkonu a tahu při maximálním trvalém výkonu motoru byl výše zmíněný postup aplikován také na maximální trvalý výkon motoru, pro různé výšky letu [11].

$$P_{V_{max.trv.}} = P_{M_{max.trv.}} \cdot \eta,$$

kde $P_{M_{max.trv.}}$ je maximální trvalý výkon motoru pro danou výšku a rychlost letu.

Diagram maximálního trvale využitelného výkonu je na obrázku 6.5.

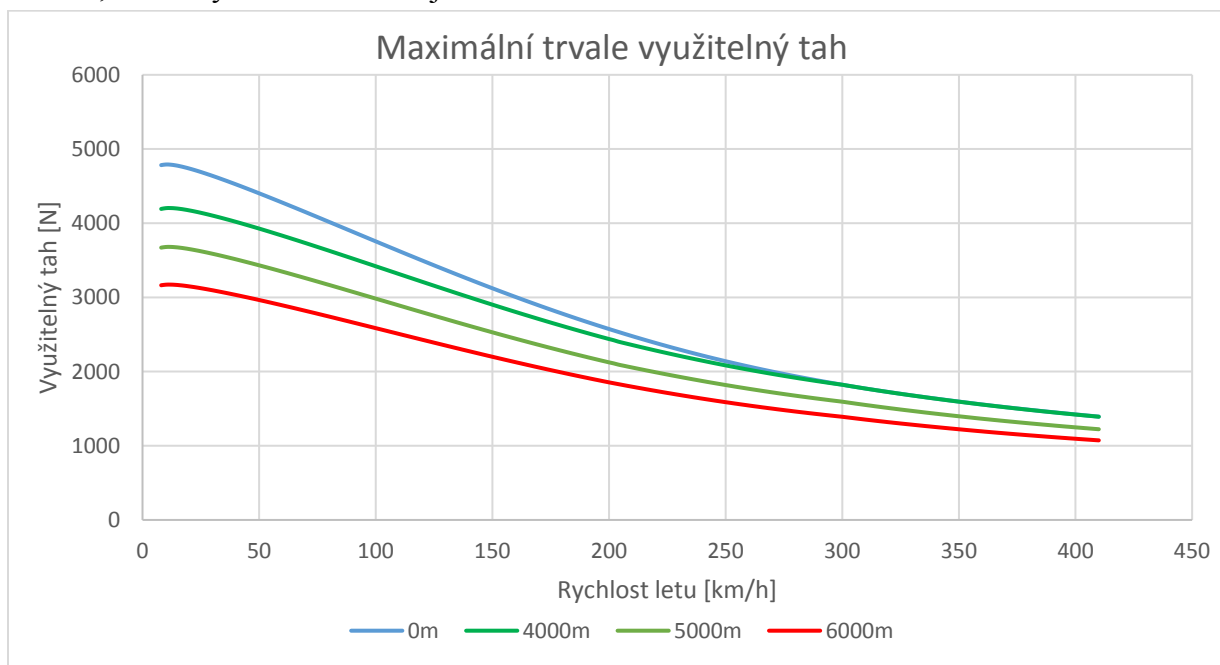


Obrázek 6.5: Diagram maximálního trvale využitelného výkonu

Dále pro maximální využitelný tah při maximálním trvalém výkonu motoru platí [11]:

$$F_{V_{max.trv.}} = \frac{P_{V_{max.trv.}}}{v} + F_{R_{max.trv.}}$$

kde $F_{R_{max.trv.}}$ je reakční účinek spalín při maximálním trvalém výkonu motoru. Diagram maximálního, trvale využitelného tahu je na obrázku 6.6.



Obrázek 6.6: Diagram maximálního trvale využitelného tahu



6.5 Horizontální let

Horizontální let může být omezen 2 parametry. Dosažením kritického úhlu náběhu, nebo vyrovnáním potřebného a využitelného tahu. Zde je uvažováno pouze omezení maximálním trvale využitelným tahem.

V ustáleném horizontálním letu musí být tah pohonné jednotky roven odporu letounu [11]:

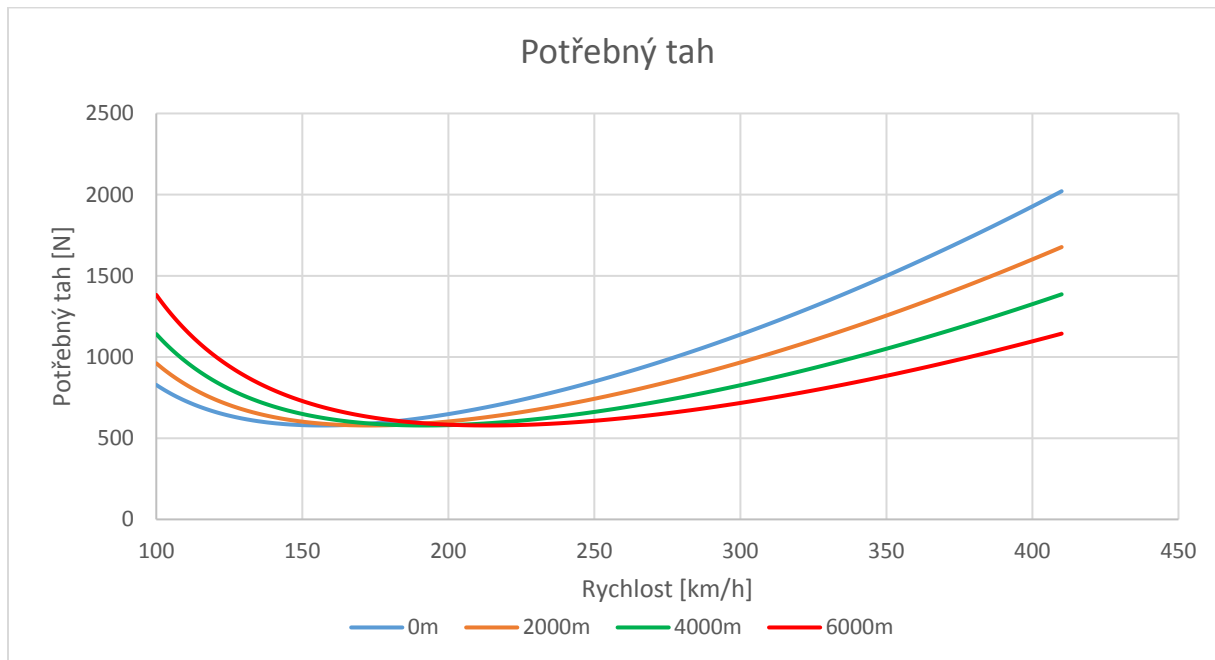
$$F_P = D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S$$

kde C_D je součinitel odporu, stanoven z analytické poláry na základě potřebného součinitele vzlaku pro danou rychlost letu [11]:

$$C_L = \frac{2mg}{\rho v^2 S}$$

a ρ je hustota vzduchu v příslušné výšce, viz tabulka 6.1.

Diagram potřebného tahu pro různé rychlosti a výšky letu je na obrázku 6.7.

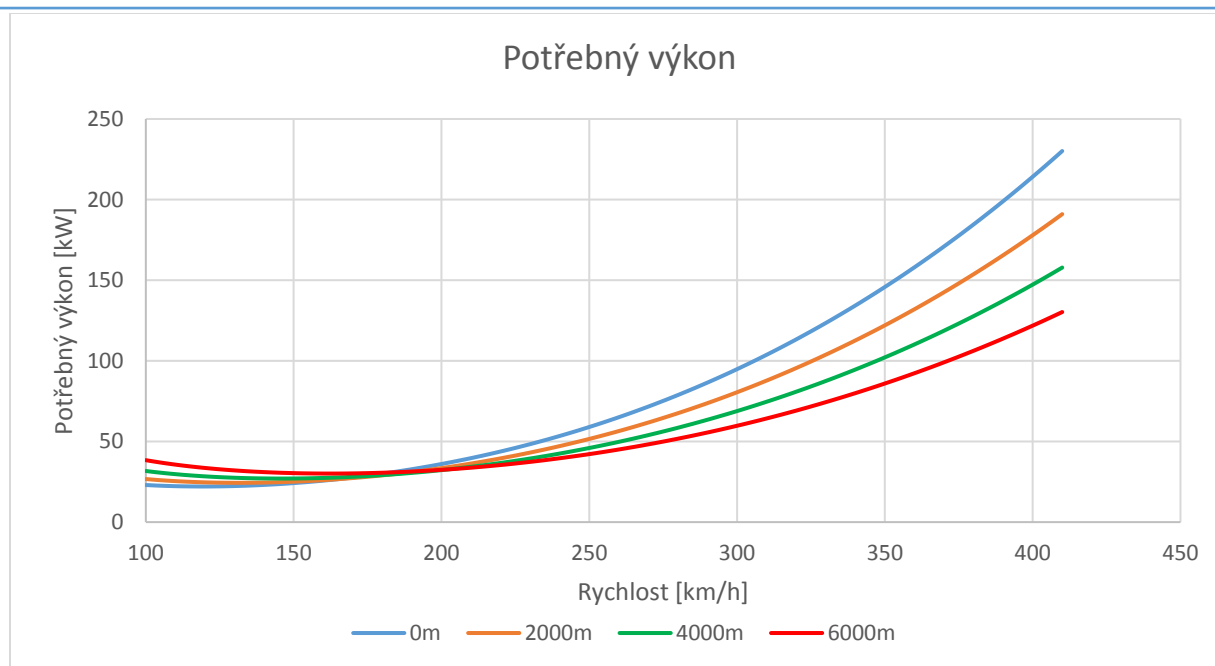


Obrázek 6.7: Diagram potřebného tahu

Z potřebného tahu je následně stanoven potřebný výkon na základě vztahu [11]:

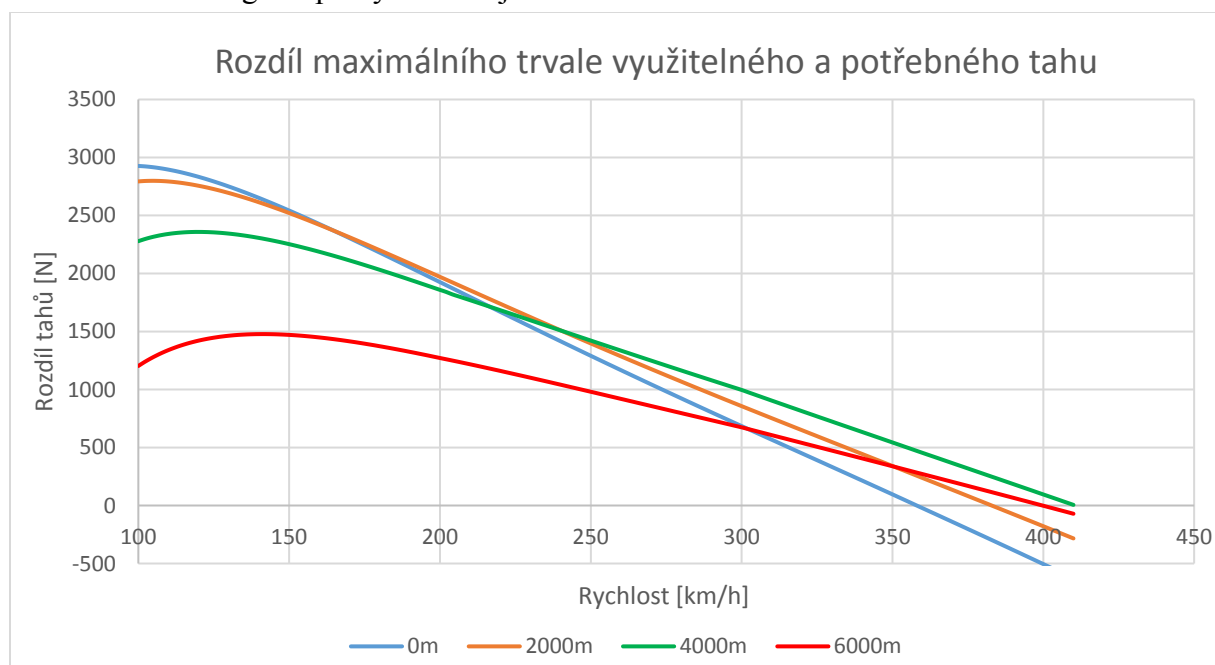
$$P_P = F_P \cdot v$$

Diagram potřebného výkonu je na obrázku 6.8.



Obrázek 6.8: Diagram potřebného výkonu

Maximální rychlost v horizontálním letu je stanovena z rozdílu potřebného a maximálně trvale využitelného tahu. Rychlost, při níž je přebytek tahu nulový, je maximální rychlostí v horizontálním letu. Diagram přebytků tahu je uveden na obrázku 6.9.



Obrázek 6.9: Diagram přebytků tahu při maximálním trvalém výkonu motoru

Maximální teoreticky dosažitelné rychlosti horizontálního letu při maximálním trvalém výkonu motoru, pro různé výšky letu jsou uvedeny v tabulce 6.2. V tabulce je uvedena rychlost „true air speed“ (TAS). Maximální přípustná rychlost je omezena na 400 km/hod, z důvodu limitů motoru TP100 [3].



Tabulka 6.2: Maximální rychlosti letu pro dané výšky

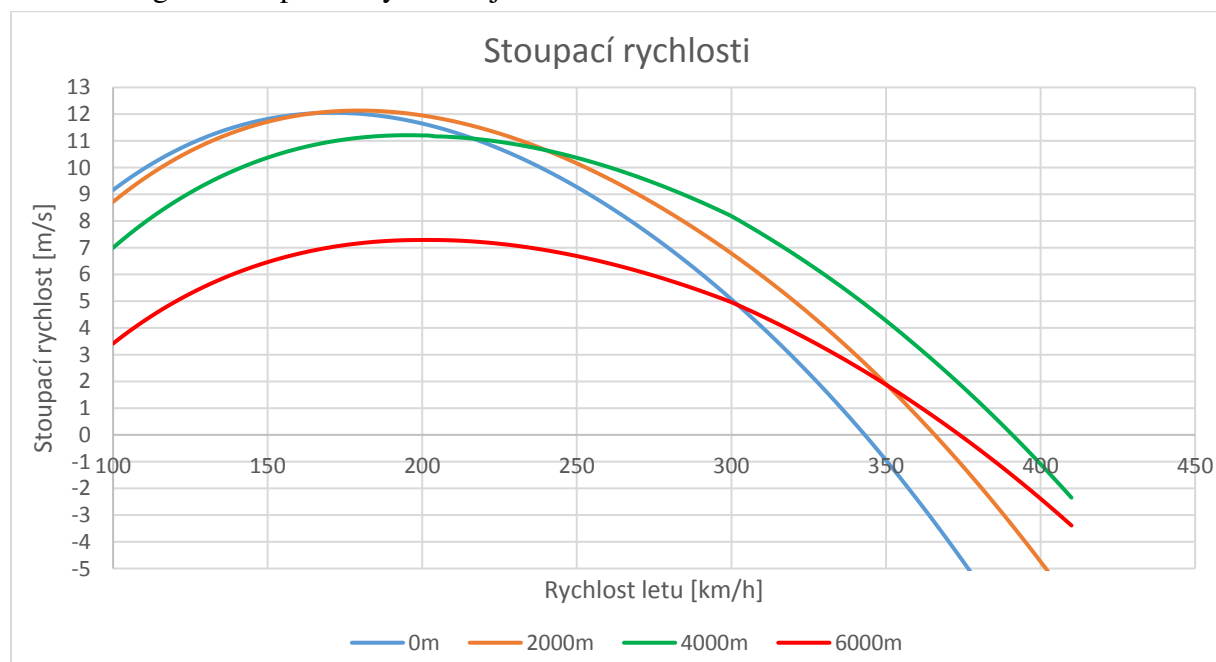
Výška letu	[km]	0	1	2	3	4	5	6
Maximální rychlost	[km/h]	356	370	382	396	410	404	398

6.6 Stoupací rychlosti a dostup

Stoupací rychlosti v závislosti na rychlosti letu lze vyjádřit jako poměr přebytku maximálně trvale využitelného výkonu při dané rychlosti letu a tíhové síly působící na letoun [11]:

$$w = \frac{\Delta P}{G}$$

Diagram stoupacích rychlostí je na obrázku 6.10.



Obrázek 6.10: Diagram stoupacích rychlostí

Maximální stoupací rychlosti pro dané výšky a z nich vyplývající rychlosti letu jsou uvedeny v tabulce 6.3.

Tabulka 6.3: Maximální stoupací rychlosti pro dané výšky a rychlosti letu

Výška letu	[km]	0	1	2	3	4	5	6
Stoupací rychlost	[m/s]	12.1	12.1	12.1	12.2	11.2	9.1	7.3
Rychlost letu	[km/h]	170	176	180	184	196	196	202

Teoretický dostup letounu je v praxi nedosažitelný a jako praktický dostup se bere taková výška, ve které je letoun schopen stoupat právě 0.5 m/s. Z grafu stoupacích rychlostí je patrné, že i ve výšce 6000 m, což je návrhem [2] stanovená maximální operační výška, letoun tuto podmínku splňuje.



6.7 Dolet a vytrvalost

Dolet a vytrvalost je možné stanovit pro 3 různé režimy letu. Pro let s konstantním součinitelem vztaku, pro let s konstantní rychlostí a pro let v konstantní výšce [11]. V praxi je nejběžnější poslední zmiňovaný režim. Zbývající 2 nejsou v této práci vyšetřovány.

6.7.1 Vytrvalost při letu v konstantní výšce

Vytrvalost je stanovena na základě vztahů [11]:

$$T = \left(\frac{2\eta K_{max}}{g C_{ep} V_{mD}} \right) \cdot \frac{1}{\bar{V}} \cdot \arctg \left(\frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}} \right)$$

kde bezrozměrná rychlost letu:

$$\bar{V} = \frac{V}{V_{mD}}$$

a poměrná hmotnost paliva:

$$\bar{m}_{pal} = \frac{m_{pal}}{m_{TOW}}$$

a kde:

η je účinnost vrtule při dané rychlosti letu;

K_{max} maximální klouzavost v dané výšce;

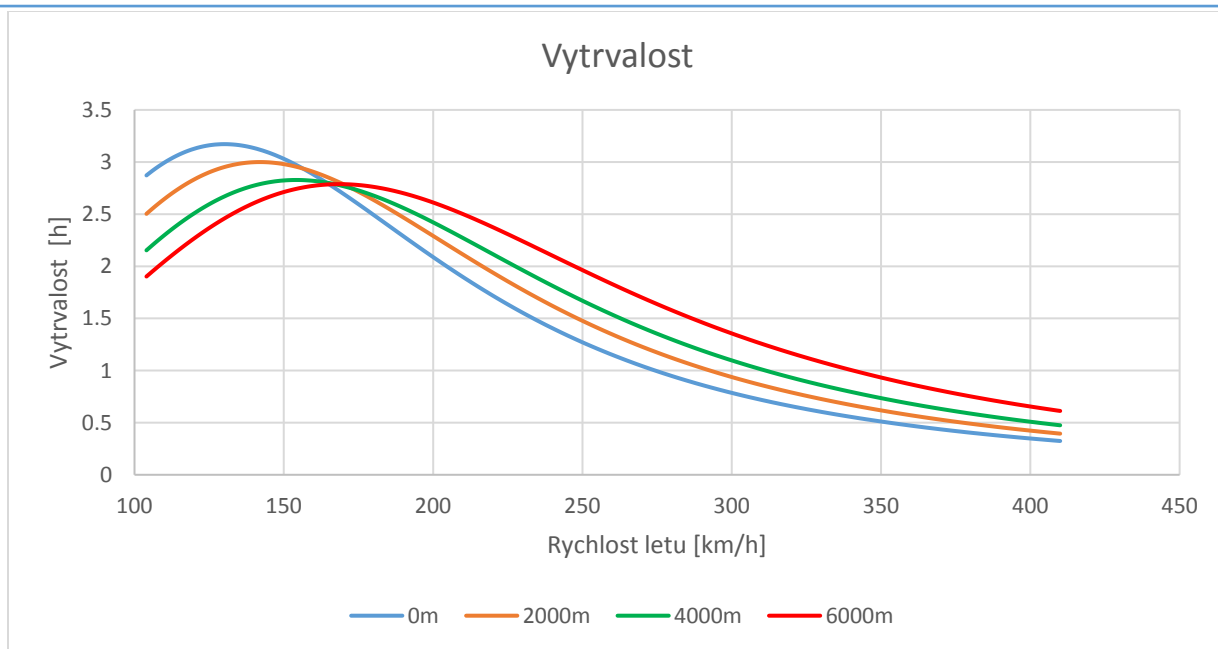
C_{ep} specifická spotřeba paliva [$kg \cdot W^{-1} \cdot s^{-1}$];

V_{mD} rychlost minimálního odporu v dané výšce;

m_{pal} hmotnost paliva;

m_{TOW} vzletová hmotnost.

Vytrvalost v závislosti na rychlosti a výšce letu je uvedena na obrázku 6.11.



Obrázek 6.11: Diagram vytrvalosti

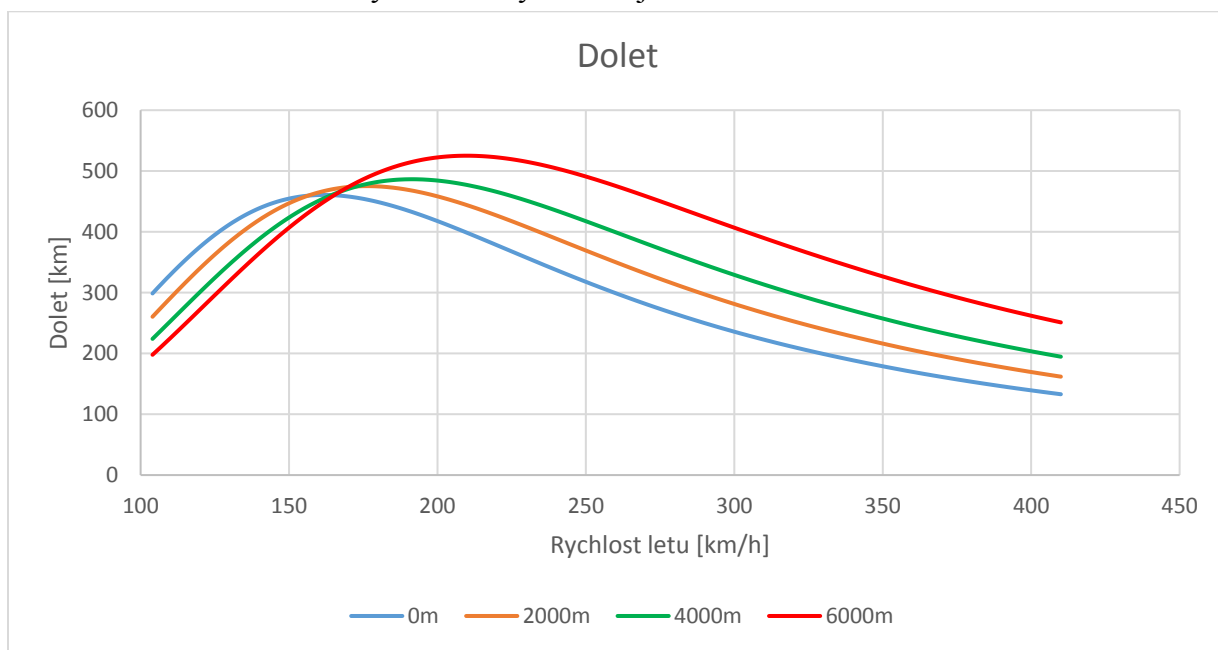
Maximální vytrvalosti je dosaženo při letu v malé výšce, při rychlosti 130 km/h.

6.7.2 Dolet při letu v konstantní výšce

Z vytrvalosti a jím příslušným rychlostem jsou stanoveny dolety pro dané výšky a rychlosti letu.

$$R = T \cdot v$$

Dolet v závislosti na rychlosti a výšce letu je uveden na obrázku 6.12.



Obrázek 6.12: Diagram doletu

Maximální dolet činí 525 km v maximální operační výšce a při rychlosti letu 212 km/h.



6.8 Vzlet

Dle předpisu CS-23 [19] je dráha vzletu uvažována od zahájení rozjezdu po dosažení výšky 15 m nad vzletovou dráhou. Celý vzlet sestává z rozjezdu, odpoutání, rozletu, přechodového oblouku a stoupání. Zde bude pro zjednodušení celý vzlet rozdělen do 2 fází, pozemní a vzdušné. Pozemní část je ukončena dosažením rychlosti [11]:

$$V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{MU} = 1.1 \cdot V_S = 1.1 \cdot 30.18 = 33.2 \text{ m/s} = 119.53 \text{ km/h}$$

kde V_{MU} je rychlost, při níž je tíha letounu poprvé vyvážena vztlakem. Jelikož není k dispozici součinitel vztlaku s klapkami vysunutými pro vzlet, bude místo rychlosti V_{MU} uvažována pádová rychlost v cestovní konfiguraci V_S ⁴ a rozjezd bude reálně o něco kratší.

Vzdušná část vzletu je ukončena dosažením výšky 15 m nad vzletovou dráhou a dosažením rychlosti [11]:

$$V_2 = 1.2 \cdot V_{MS} = 1.2 \cdot V_S = 1.2 \cdot 30.18 = 36.22 \text{ m/s} = 130.39 \text{ km/h}$$

kde V_{MS} je minimální pádová rychlost, bude uvažována opět rychlost V_S .

Výpočet potřebné délky pro vzlet je proveden pro výšku 0 m MSA.

6.8.1 Pozemní část vzletu

Zrychlení v průběhu vzletu v závislosti na rychlosti a příslušnému využitelnému výkonu je stanoveno na základě vztahu [11]:

$$a_x = g \left[\frac{F_V}{G} - f - (C_D - f \cdot C_{Lr}) \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{S}{G} \right]$$

kde optimální součinitel vztlaku [11]:

$$C_{Lr} = \frac{1}{2} \pi A e f$$

a $f = 0.02$ je součinitel tření pro vzlet z betonové vzletové dráhy [11].

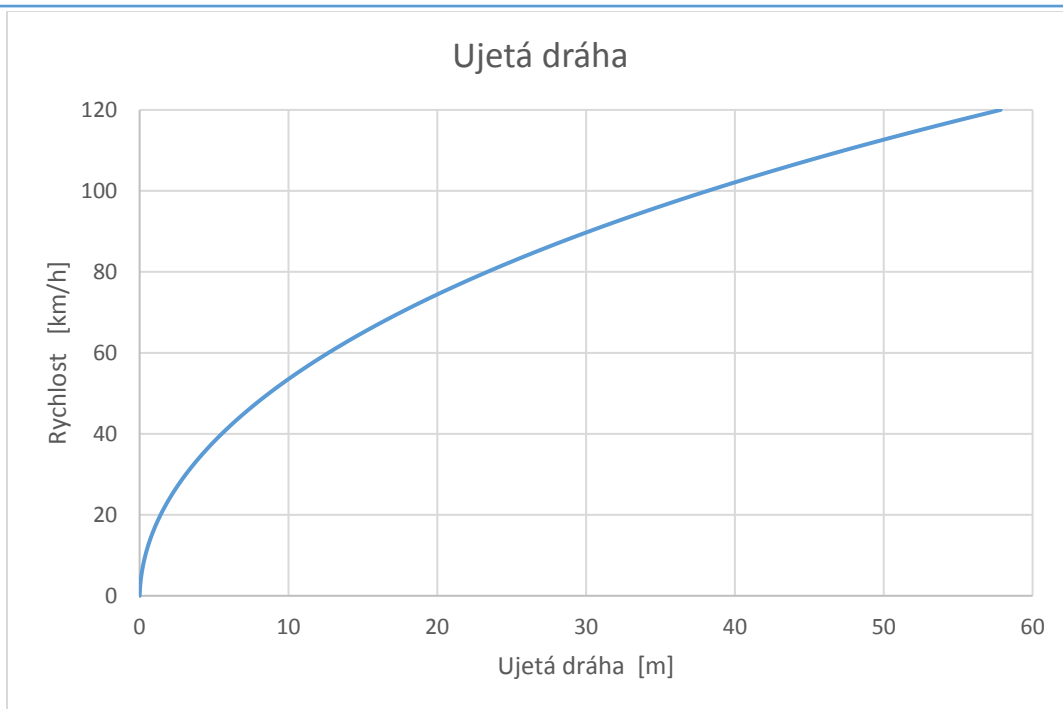
Součinitel odporu je stanoven na základě analytické poláry, kde je vliv zvýšeného odporu vlivem vysunutého podvozku a vztlakových klapek vyjádřen připočítáním $0.5C_{D0}$, viz kapitola 6.1.

Celková dráha potřebná pro získání rychlosti V_{LOF} je dále stanovena pomocí integrálu [11]:

$$S_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V dV}{a_{xa}} = 57.9 \text{ m}$$

Integrace byla provedena pomocí softwaru Excel. Závislost rychlosti na ujeté dráze je uvedena na obrázku 6.13.

⁴ Rychlost V_S je stanovena v kapitole 7 obálky zatížení



Obrázek 6.13: Závislost rychlosti na ujeté dráze

6.8.2 Vzdušná část vzletu

Délka vzdušné části vzletu je stanovena zjednodušeně dle vztahů [11]:

$$S_A \doteq \frac{G}{(F - D)_{stř.}} \cdot \left(\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2g} + h_p \right) = \frac{8388}{3198} \cdot \left(\frac{36.2^2 - 33.2^2}{2 \cdot 9.81} + 15 \right) = 67.5 \text{ m}$$

kde $(F - D)_{stř.}$ je střední přebytek tahu mezi rychlostmi V_2 a V_{LOF} .

$$(F - D)_{stř.} = \frac{(F - D)_{V_{LOF}} + (F - D)_{V_2}}{2}$$

6.8.3 Celková délka vzletu

Celková délka vzletu je stanovena součtem pozemní a vzdušné části:

$$S = S_G + S_A = 57.9 + 67.5 = 125.4 \text{ m}$$

6.8.4 Gradient stoupání po vzletu

Dle CS 23.65(b) [19] dále musí minimální gradient stoupání po vzletu pro letouny s turbínovými motory při rychlosti ne menší než $1.2 \cdot V_S$ být alespoň 4%.

Dle kapitoly 6.6 je při rychlosti $V = 130 \text{ km/h} = 36.1 \text{ m/s}$ na hladině moře rychlost stoupání $w = 11.14 \text{ m/s}$.

Z Pythagorovi věty je rychlost ve vodorovném směru:

$$u = \sqrt{V^2 - w^2} = \sqrt{36.1^2 - 11.14^2} = 34.3 \text{ m/s}$$

Gradient stoupání je stanoven dle vztahu:

$$\hat{\gamma} = \frac{dH}{dx} \cdot 100 = \frac{11.14}{34.3} \cdot 100 = 32.5 \%$$



7 Obálky zatížení

Pro výpočet obálek zatížení je nutné definovat další aerodynamické a geometrické charakteristiky letounu, uvedené v tabulce 7.1. Hodnoty součinitelů vztlaku a sklon vztlakové čáry byly odhadnuty na základě konzultace s vedoucím diplomové práce, jelikož přesné hodnoty nejsou pro letoun zatím k dispozici. Obálky zatížení byly počítány podle předpisu CS-23 [19].

Tabulka 7.1: Doplnující aerodynamické a geometrické charakteristiky letounu [2]

Maximální součinitel vztlaku	$C_{L_{max}}$	1.5	[–]
Maximální součinitel vztlaku letu na zádech ($0.8 \cdot C_{L_{max}}$)	$C_{LZ_{max}}$	1.2	[–]
Maximální součinitel vztlaku v přistávací konfiguraci	$C_{LF_{max}}$	2.05	[–]
Sklon vztlakové čáry	α	4.62	[rad]
Plocha křídla	S	9.962	[m ²]
		107.23	[ft ²]
Hloubka střední geometrické tětiny	\bar{c}_g	1.1069	[m]
Maximální vzletová hmotnost	m_{MTOW}	850	[kg]
		1874.3	[lb]
Minimální letová hmotnost	m_{min}	562.5	[kg]
		1240.2	[lb]

Minimální hmotnost je brána jako prázdná hmotnost letounu, pilot o hmotnosti 60 kg, zásoba paliva na 30 minut letu při maximálním trvalém výkonu motoru a nulová hmotnost zavazadel, tedy:

$$m_{min} = m_{empty} + m_{pilot} + 0.5c_{h \max.trv} \cdot P_{\max.trv} \cdot \rho_{jetA1} = 468.2 + 60 + 0.525 \cdot 160 \cdot 0.804 = 562.5 \text{ kg}$$

7.1 Návrhové rychlosti letu

Dle CS 23.335 se jsou návrhové rychlosti definovány v podmínkách 0 m MSA. Získané hodnoty jsou ekvivalentní rychlostí letu (EAS).

Dle CS 23.337 nesmí být provozní násobek zatížení při obracech ($n+$) menší než $4.4g$ pro letouny cvičné kategorie. Záporný provozní násobek ($n-$) nesmí být menší než:

$$0.4 \cdot (n+) = 0.4 \cdot 4.4 = -1.76g$$

Záporný násobek se může pro cvičnou kategorii od návrhové cestovní rychlosti V_C lineárně snižovat na hodnotu ($n-$) = $-1 g$ pro návrhovou rychlost strmého letu V_D .

7.1.1 Pádová rychlost V_s

Pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami V_s pro maximální vzletovou hmotnost [11]:

$$V_{s_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{L_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 850 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 1.5 \cdot 9.962}} = 30.18 \text{ m/s} = \mathbf{108.66 \text{ km/h}}$$

kde g je gravitační zrychlení a ρ je hustota vzduchu v 0 m MSA.



Pádová rychlost V_s pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{s_{min}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{min} \cdot g}{\rho \cdot C_{L_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 562.5 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 1.5 \cdot 9.962}} = 24.55 \text{ m/s} = \mathbf{88.39 \text{ km/h}}$$

7.1.2 Pádová rychlost v přistávací konfiguraci

Pádová rychlost v přistávací konfiguraci V_{s0} pro maximální vzletovou hmotnost [11]:

$$V_{s0_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{LF_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 850 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 2.05 \cdot 9.962}} = 25.82 \text{ m/s} = \mathbf{92.95 \text{ km/h}}$$

Pádová rychlost V_{s0} pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{s0_{min}} = 21.00 \text{ m/s} = \mathbf{75.61 \text{ km/h}}$$

7.1.3 Pádová rychlost letu na zádech

Pádová rychlost letu na zádech V_{SG} pro maximální vzletovou hmotnost [11]:

$$V_{SG_{max}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{MTOW} \cdot g}{\rho \cdot C_{LZ_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 850 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 1.2 \cdot 9.962}} = 33.75 \text{ m/s} = \mathbf{121.49 \text{ km/h}}$$

kde $C_{LZ_{max}} = 0.8 \cdot C_{L_{max}}$.

Pádová rychlost V_{SG} pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{SG_{min}} = 27.45 \text{ m/s} = \mathbf{98.83 \text{ km/h}}$$

7.1.4 Maximální rychlost v horizontálním letu

Dle kapitoly 6.5. je maximální rychlost v horizontálním letu na hladině moře

$$V_H = 356 \text{ km/h} = 98.88 \text{ m/s}$$

7.1.5 Návrhová cestovní rychlost

Dle CS 23.335 (a) nesmí být návrhová cestovní rychlost V_C menší než:

$$33 \cdot \sqrt{\frac{m}{S}} = 33 \cdot \sqrt{\frac{1874.25}{107.23}} = 137.97 \text{ kt} = 255.5 \text{ km/h}$$

kde m je dosazeno v $[lb]$ a S ve $[ft^2]$ a zároveň nemusí být větší než:

$$0.9 \cdot V_H = 0.9 \cdot 356 = 320 \text{ km/h}$$

Volím $V_C = \mathbf{320 \text{ km/h}}$.

7.1.6 Návrhová rychlost strmého letu

Dle CS 23.335 (b) (1) nesmí být návrhová rychlost strmého letu V_D menší než $1.25 \cdot V_C = 1.25 \cdot 320 = \mathbf{400 \text{ km/h}}$. Volím $V_D = \mathbf{400 \text{ km/h}}$.



7.1.7 Návrhová rychlost obratu

Dle CS 23.335 (c) nesmí návrhová obrátová rychlost V_A být menší než $V_S \cdot \sqrt{(n+)}$

Pro maximální vzletovou hmotnost:

$$V_{A_{max}} = V_{S_{max}} \cdot \sqrt{(n+)} = 108.66 \cdot \sqrt{4.4} = \mathbf{227.93 \text{ km/h}}$$

A pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{A_{min}} = V_{S_{min}} \cdot \sqrt{(n+)} = 88.39 \cdot \sqrt{4.4} = \mathbf{185.41 \text{ km/h}}$$

7.1.8 Návrhová rychlost obratu při letu na zádech

Návrhová obrátová rychlost letu na zádech V_G pro maximální vzletovou hmotnost [19]:

$$V_{G_{max}} = V_{SG_{max}} \cdot \sqrt{(n-)} = 121.49 \cdot \sqrt{|-1.76|} = \mathbf{161.17 \text{ km/h}}$$

A pro minimální letovou hmotnost [19]:

$$V_{G_{min}} = V_{SG_{min}} \cdot \sqrt{(n-)} = 98.83 \cdot \sqrt{|-1.76|} = \mathbf{131.11 \text{ km/h}}$$

7.1.9 Návrhová maximální rychlost letu s vysunutými vztlačovými klapkami

Dle typového návrhu TL-Ultralight [2] je maximální dovolený násobek pro let s vysunutými vztlačovými klapkami $n_{klapky} = 2$ a rychlost letu je omezena na $V_{FE} = \mathbf{140 \text{ km/h}}$. Pro násobek $n = 2$ odpovídá pro maximální vzletovou hmotnost návrhová rychlost obratu:

$$V_{AF_{max}} = V_{S0_{max}} \cdot \sqrt{n} = 92.95 \cdot \sqrt{2} = \mathbf{131.45 \text{ km/h}}$$

A pro minimální letovou hmotnost:

$$V_{AF_{min}} = V_{S0_{min}} \cdot \sqrt{n} = 75.61 \cdot \sqrt{2} = \mathbf{106.93 \text{ km/h}}$$

7.2 Poryvová obálka

Dle CS 23.333 (c) musí letoun ve vodorovném letu odolat poryvům o rychlosti $U_{de} = 50 \text{ ft/s}$ při rychlosti V_C a poryvům o rychlosti $U_{de} = 25 \text{ ft/s}$ pro rychlost V_D . Uvedené hodnoty platí pro výšku letu od 0 m do 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Nad touto výškou se může rychlost poryvů lineárně snižovat k $U_{de} = 25 \text{ ft/s}$, respektive $U_{de} = 12.5 \text{ ft/s}$ pro výšku 15 240 m (50 000 ft). V takovéto výšce letoun nebude provozován a jako maximální výška pro stanovení násobků od poryvů je uvažováno 6 096 m. Násobek zatížení od poryvu je nutné uvažovat také při minimální letové hmotnosti.

Dle CS 23.341 lze násobky zatížení od poryvu stanovit ze vztahu:

$$n = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 U_{de} V_a}{2 \left(\frac{W}{S} \right)}$$

kde zmírňující součinitel k_g je stanoven:

$$k_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$



a hmotnostní poměr μ_g :

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho \bar{c}_g a g}$$

kde $\frac{W}{S}$ je plošné zatížení v $\left[\frac{N}{m^2} \right]$ pro danou hmotnost (562 kg, respektive 850 kg), $g = 9.81 m/s^2$ gravitační zrychlení a ρ je hustota vzduchu v uvažované výšce, pro 6 096 m:

$$\rho_{6096} = \rho_0 \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{4.256} = 1.225 \left(\frac{248.256}{288.15} \right)^{4.256} = 0.6527 \text{ kg/m}^3$$

$$T_H = T_0 - (0.0065 \cdot H) = 288.15 - (0.0065 \cdot 6096) = 248.256 \text{ K}$$

Vypočtené hodnoty zmírňujících součinitelů, hmotnostních poměrů a násobků zatížení pro dané návrhové rychlosti, dané hmotnosti a dané výšky jsou uvedeny v tabulce 7.2.

Tabulka 7.2: Poryvové násobky a výpočtové konstanty

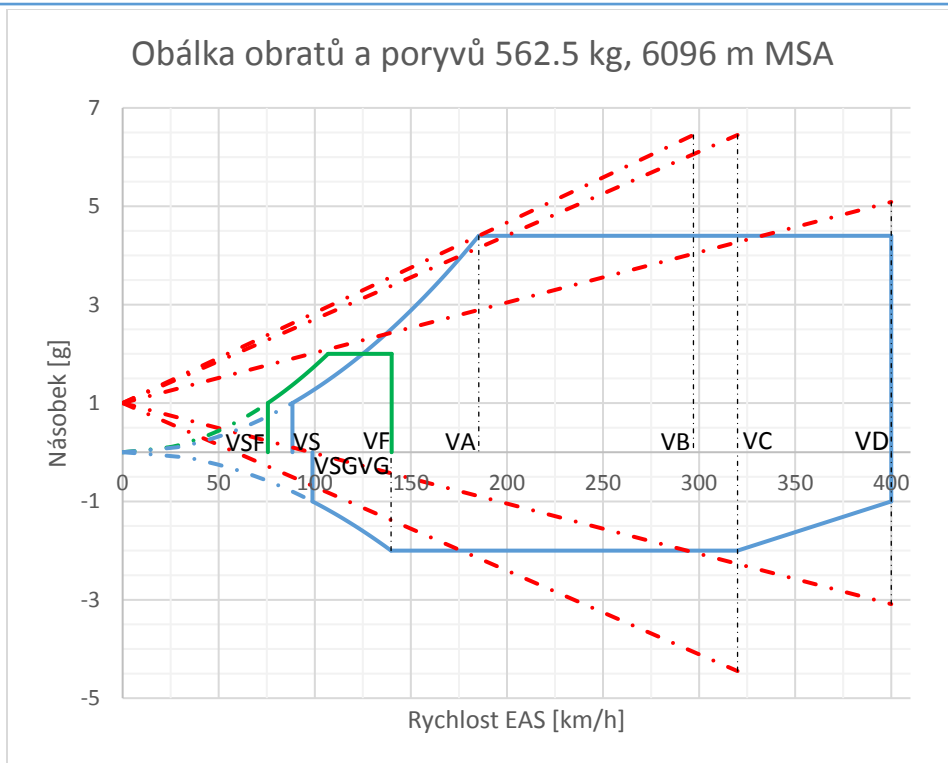
Hmotnost Výška	m H	[kg] [m]	850		562.5	
			0	6096	0	6096
Zmírňující součinitel	kg	[-]	0.732	0.794	0.674	0.757
Hmotnostní poměr	μ_g	[-]	26.219	49.210	17.350	32.564
Násobek při V_C kladný	nvc+	[g]	4.485	4.783	5.850	6.446
Násobek při V_C záporný	nvc-	[g]	-2.485	-2.783	-3.850	-4.446
Násobek při V_D kladný	nvd+	[g]	3.614	3.837	4.638	5.084
Násobek při V_D záporný	nvd-	[g]	-1.614	-1.837	-2.638	-3.084

Z tabulky je patrné, že nejzávažnější jsou, z hlediska zatížení, násobky od poryvu pro lehký letoun v 6096 metrech a to 6.446g a -4.446g.

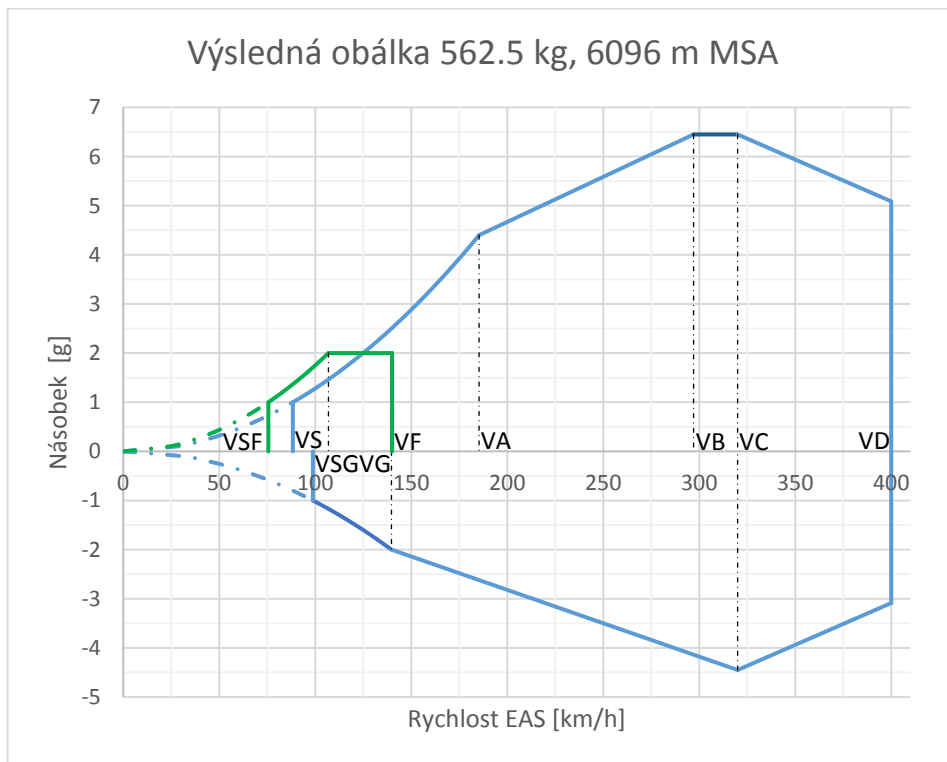
Dle CS 23.335 (d) je stanovena ještě návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů V_B , kterou lze najít jako průnik polopřímky spojující zrychlení 1g při nulové rychlosti s krajním bodem obálky pro rychlost V_A a hodnotou násobků při rychlosti V_C .

Výsledné obálky pro lehký letoun a výšku 6096 m jsou na obrázcích 7.1 a 7.2.

Jelikož násobky od poryvu působící na letoun se s rostoucí výškou zvětšují, a maximální povolený násobek od poryvu pro motor TP100 je dle výrobce +7g a -5g [3], je maximální operační výška omezena na 6000 m i přes to, že letoun by byl schopen dále stoupat.



Obrázek 7.1: Obrátová a poryvová obálka pro výšku 6096 m a hmotnost 562.5 kg



Obrázek 7.2: Výsledná obálka pro výšku 6096 m a hmotnost 562.5 kg.



8 Zatížení motorového lože

Zatížení motorového lože je stanoveno pro 2 případy zatížení, pro letové a pro pozemní, jelikož přední podvozková noha, je jako u velkého počtu dalších ultralehkých letounů, připevněna k motorovému loži.

Zatížení pro dimenzování konstrukce motorového lože je stanoveno na základě předpisu CS-23.

8.1 Letové případy zatížení motorového lože

8.1.1 Požadavky předpisu CS-23 na výpočet zatížení motorového lože

CS 23.361 Kroucí moment

- (a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro účinky následujících zatížení:
 - (1) provozní kroucí moment odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule působícím současně se 75% provozního zatížení vyplývajících z letových podmínek A;
 - (2) provozní kroucí moment odpovídající maximálnímu trvalému výkonu motoru a otáčkám vrtule působícím současně s provozním zatížením vyplývajícím z letových podmínek A;
 - (3) při zástavbě turbovrtulových motorů se navíc k podmínkám uvedeným v pododstavcích (a)(1) a (a)(2) použije provozní kroucí moment motoru odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule vynásobený součinitelem, který zahrnuje nesprávnou činnost systému ovládání vrtule včetně rychlého zapravorování, který působí současně při vodorovném letu s násobkem 1g. Neexistuje-li racionální výpočet, musí být použit součinitel 1.6.
- (b) Pro zástavbu turbínových motorů musí být motorové lože a jeho nosná konstrukce navrženy tak, aby odolávaly následujícím zatížením:
 - (1) provozní kroucí moment motoru vzniklý náhlým zastavením motoru vlivem nesprávné činnosti, nebo porušení konstrukce (jako například ucpání kompresoru); a
 - (2) provozní kroucí moment vyvolaný maximálním zrychlením motoru.
- (c) Provozní kroucí moment dle odstavce (a) se musí vypočítat vynásobením středního kroucího momentu součinitelem:
 - (1) 1,25 pro turbovrtulové zástavby.

CS 23.363 Boční zatížení motorového lože

- (a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro provozní násobek zatížení v příčném směru, boční zatížení motorového lože, které nesmí být menší než:
 - (1) 1.33; nebo
 - (2) jedna třetina provozního násobku zatížení pro letovou podmínku A.
- (b) Smí se předpokládat, že boční zatížení předepsané v pododstavci (a) je nezávislé na ostatních letových podmínkách.



CS 23.371 Gyroskopická a aerodynamická zatížení

(a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motorem a vrtulí, je-li použita, při maximálních trvalých otáčkách, a:

- (1) buď při podmínkách stanovených v CS 23.351 a 23.423; nebo
při všech možných kombinacích následujících požadavků:
 - (i) rychlost zatačení 2.5 radiánu za sekundu;
 - (ii) rychlost klopení 1.2 radiánu za sekundu;
 - (iii) násobek maximálního zatížení 2.5; a
 - (iv) maximální trvalý tah.

Výše uvedené podmínky předpisu CS-23 stanovují 11 různých způsobů zatížení motorového lože.

Vzhledem k vysokým násobkům zatížení, které mohou působit na letoun při maximální intenzitě poryvu, budou ještě uvažovány 2 případy. Pro rychlost V_c s maximálním kladným a maximálním záporným poryvovým násobkem a tahem a kroutícím momentem odpovídajícím maximálnímu trvalému výkonu motoru.

8.1.2 Získané hodnoty zatížení pro jednotlivé případy

Prvky pohonné jednotky a jejich hmotnost, zavěšené na motorovém loži, jsou uvedeny v tabulce 8.1 spolu s výslednou hmotností celé instalace. Pro letové případy, kdy je příďový podvozek zatažený, je jeho hmotnost připočítána ke zbylé hmotnosti prvků zavěšených na motorovém loži.

Tabulka 8.1: Prvky instalace zavěšené na motorovém loži [13]

Prvek instalace	Hmotnost [kg]
Motor	61.6
Provozní kapaliny	4
Vrtule	29
Sání	3
Výfuk s lapači tepla	3.8
Chladič oleje	2.3
Měnič s chladičem	4.8
Motorové kryty	5
Kabeláž	1
Zapalování	0.6
Odpojovač	0.5
Silentbloky	1.5
Hasící zařízení a hasivo	7
Balast	1
Příďový podvozek mpp ⁵	8
Celková hmotnost zavěšená na loži $m_{lož}$	133.1

⁵ Vzhledem k absenci dat pro podvozek letounu Trainer a Turbo, který je aktuálně ve fázi návrhu, byla hmotnost podvozku odhadnuta po konzultaci s vedoucím práce. Dále v kapitole 8.2. jsou výpočty zatížení realizovány na základě parametrů podvozku verze UL.



V tabulce 8.2 jsou uvedeny maximální dosažitelné násobky obratu a poryvu, jak byly vypočteny v kapitole 7.

Tabulka 8.2: Maximální dosažitelné násobky obratu a poryvu

Násobek	značení	hodnota [g]
Maximální kladný v bodě A	$n +_A$	4.4
Minimální záporný v bodě A	$n -_A$	-1.76
Maximální kladný poryvu při rychlosti V_C	$n +_{poryv}$	6.446
Maximální záporný poryvu při rychlosti V_C	$n +_{poryv}$	-4.446

Maximální tah při vzletovém výkonu je z kapitoly 6:

$$T_{max} = 5368 \text{ N}$$

A maximální tah při maximálním trvalém výkonu z kapitoly 6:

$$T_{max \text{ trv.}} = 4791 \text{ N}$$

Střední krouticí moment při vzletovém výkonu pohonné jednotky:

$$M_{K_{vzlet}} = \frac{P_{max}}{2 \cdot \pi \cdot \frac{n}{60}} = \frac{180000}{2 \cdot \pi \cdot \frac{2158}{60}} = 797 \text{ Nm}$$

Obdobně pro maximální trvalý výkon pohonné jednotky:

$$M_{K_{max \text{ trv.}}} = \frac{P_{max \text{ trv.}}}{2 \cdot \pi \cdot \frac{n}{60}} = \frac{160000}{2 \cdot \pi \cdot \frac{2158}{60}} = 708 \text{ Nm}$$

8.1.2.1 Příklad zatížení 1 (CS 23.361 (a) (1))

Zatížení vyvolané tahem a krouticím momentem při vzletovém výkonu motoru a 75% zatížení v bodě A obálky obrátů.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max} = 5368 \text{ N}$$

Provozní krouticí moment:

$$M_K = 1.25 \cdot M_{K_{vzlet}} = 1.25 \cdot 797 = 996 \text{ Nm}$$

Síla v ose z:

$$F_z = 0.75 \cdot m_{lož} \cdot g \cdot n +_A = 0.75 \cdot 133.1 \cdot 9.81 \cdot 4.4 = 4309 \text{ N}$$

8.1.2.2 Příklad zatížení 2 (CS 23.361 (a) (2))

Zatížení vyvolané tahem a krouticím momentem při maximálním trvalém výkonu motoru a 100% zatížení v bodě A obálky obrátů.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max \text{ trv.}} = 4791 \text{ N}$$

Provozní krouticí moment:

$$M_K = 1.25 \cdot M_{K_{max \text{ trv.}}} = 1.25 \cdot 708 = 885 \text{ Nm}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g \cdot n +_A = 133.1 \cdot 9.81 \cdot 4.4 = 5746 \text{ N}$$



8.1.2.3 Příklad zatížení 3 (CS 23.361 (a) (3))

Zatížení vyvolané nesprávnou činností systému ovládání vrtule, včetně rychlého zaprporování při vodorovném letu s násobkem 1g a vzletovým výkonem motoru. Vzhledem k absenci racionálního výpočtu je kroutící moment násoben součinitelem 1.6.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max} = 5368 \text{ N}$$

Provozní kroutící moment:

$$M_K = 1.25 \cdot M_{K_{max trv.}} = 1.6 \cdot 1.25 \cdot 797 = 1594 \text{ Nm}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g = 133.1 \cdot 9.81 = 1306 \text{ N}$$

8.1.2.4 Příklad zatížení 4 (CS 23.361 (b) (1))

Zatížení vyvolané náhlým zastavením motoru. Dle výrobce se generátor plynů zastaví z maximální otáček $n_r = 60000 \text{ min}^{-1}$ na nulu za dobu $t = 1 \text{ s}$ [3]. Je uvažován vodorovný let a vzletový výkon motoru.

Úhlové zrychlení:

$$\varepsilon = \frac{2 \cdot \pi \cdot \frac{n}{60}}{t} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \frac{60000}{60}}{1} = -6283 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

Kroutící moment vyvolaný zastavujícím se generátorem plynů:

$$M_K = I_{xr} \cdot \varepsilon = 2.8152 \cdot 10^{-3} \cdot (-6283) = -18 \text{ Nm}$$

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max} = 5368 \text{ N}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g = 133.1 \cdot 9.81 = 1306 \text{ N}$$

8.1.2.5 Příklad zatížení 5 (CS 23.361 (b) (2))

Zatížení vyvolané maximální akcelerací motoru. Zatížení od kroutícího momentu, který je roven maximálnímu dosažitelnému, tahu a násobku 1g.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{max} = 5368 \text{ N}$$

Kroutící moment:

$$M_{K_{max}} \equiv M_{K_{vzlet}} = 996 \text{ Nm}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g = 133.1 \cdot 9.81 = 1306 \text{ N}$$

8.1.2.6 Případy zatížení 6, 7 (CS 23.363 (a) (1))

Zatížení vyvolané boční silou, která odpovídá 1/3 zatížení v bodě A obálky obrátů, v kladném i záporném směru osy y.



Zatížení v kladném směru osy y:

$$F_y = \frac{1}{3} \cdot m_{lož} \cdot g \cdot n_{+A} = \frac{1}{3} \cdot 133.1 \cdot 9.81 \cdot 4.4 = 1915 \text{ N}$$

Obdobně pro záporný směr osy y:

$$F_y = -\frac{1}{3} \cdot m_{lož} \cdot g \cdot n_{+A} = -\frac{1}{3} \cdot 133.1 \cdot 9.81 \cdot 4.4 = -1915 \text{ N}$$

8.1.2.7 Případy zatížení 8, 9, 10, 11 (CS 23.371 (a))

Zatížení vyvolané různou kombinací momentů a sil vniklých zatačením a klopením letounu při maximálním trvalém výkonu motoru a násobku zatížení 2.5 g.

Tah od pohonné jednotky:

$$T_{\max trv.} = 4791 \text{ N}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m \cdot 2.5 \cdot g = 133.1 \cdot 2.5 \cdot 9.81 = 3265 \text{ N}$$

Moment od zatačení 2.5 rad/s:

$$M_y = (I_{xvrt} \cdot \omega_{vrt} + I_{xr} \cdot \omega_r) \cdot \omega_z = \left(1.5 \cdot \frac{2158}{2 \cdot \pi \cdot 60} + 2.8152^{-3} \cdot \frac{60000}{2 \cdot \pi \cdot 60} \right) \cdot \pm 2.5 = \pm 880 \text{ Nm}$$

Moment od klopení:

$$M_z = (I_{xvrt} \cdot \omega_{vrt} + I_{xr} \cdot \omega_r) \cdot \omega_y = \left(1.5 \cdot \frac{2158}{2 \cdot \pi \cdot 60} + 2.8152^{-3} \cdot \frac{60000}{2 \cdot \pi \cdot 60} \right) \cdot \pm 1 = \pm 352 \text{ Nm}$$

8.1.2.8 Případ zatížení 12

Zatížení vyvolané maximálním kladným poryvovým násobkem při rychlosti V_C . Je uvažován horizontální let s maximálním trvale využitelným tahem při cestovní rychlosti.

Pro cestovní rychlost 320 km/h a výšku letu 6000 m odpovídá dle kapitoly 6 maximálně trvale využitelný tah $T_P = 1017 \text{ N}$.

Výkon přenášený vrtulí:

$$P = F \cdot V = 1017 \cdot 88.89 = 90401 \text{ W}$$

Kroutící moment od vrtule:

$$M_K = \frac{90401}{2 \cdot \pi \cdot \frac{2158}{60}} = 400 \text{ Nm}$$

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g \cdot n_{+poryv} = 133.1 \cdot 9.81 \cdot 6.56 = 8416 \text{ N}$$

8.1.2.9 Případ zatížení 13

Zatížení vyvolané maximálním záporným poryvovým násobkem při rychlosti V_C . Opět je uvažován horizontální let s maximálním trvale využitelným tahem při rychlosti V_C .

Tah a kroutící moment od vrtule jsou shodné s případem 12.

Síla v ose z:

$$F_z = m_{lož} \cdot g \cdot n_{+poryv} = 133.1 \cdot 9.81 \cdot (-4.56) = -5805 \text{ N}$$



8.1.3 Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy

Tabulka 8.3: Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy

Zatížení Případ č.	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]
1	5368	0	4309	996	0	0
2	4791	0	5746	885	0	0
3	5368	0	1306	1593	0	0
4	5368	0	1306	-18	0	0
5	5368	0	1306	996	0	0
6	0	1924	0	0	0	0
7	0	-1924	0	0	0	0
8	4791	0	3265	885	880	352
9	4791	0	3265	885	-880	352
10	4791	0	3265	885	880	-352
11	4791	0	3265	885	-880	-352
12	1018	0	8416	400	0	0
13	1018	0	-5805	400	0	0

8.1.4 Početní zatížení motorového lože pro letové případy

Početní zatížení je stanoveno s koeficientem bezpečnosti 1.5:

$$F_{\text{početní}} = F_{\text{provozní}} \cdot 1.5$$

a je uvedeno v tabulce 8.4 pro jednotlivé případy.

Tabulka 8.4: Početní zatížení motorového lože pro letové případy

Zatížení Případ č.	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]
1	8052	0	6463	1493	0	0
2	7187	0	8618	1328	0	0
3	8052	0	1959	2390	0	0
4	8052	0	1959	-27	0	0
5	8052	0	1959	1493	0	0
6	0	2713	0	0	0	0
7	0	-2713	0	0	0	0
8	7187	0	4897	1328	1321	528
9	7187	0	4897	1328	-1321	528
10	7187	0	4897	1328	1321	-528
11	7187	0	4897	1328	-1321	-528
12	1527	0	12624	600	0	0
13	1527	0	-8707	600	0	0

Případy 4 a 5 nebudou pevnostně vyšetřovány, jelikož případ 3 obsahuje stejné složky sil a momentů a krouticí moment je zde z těchto 3 případů největší.



8.2 Pozemní případy zatížení motorového lože

Vzhledem k absenci parametrů podvozku, jež je aktuálně navrhován pro letouny Stream-Trainer a Stream-Turbo, budou pro výpočet sil od pozemních případů zatížení uvažovány parametry podvozku letounu Stream-UL. Získané hodnoty zatížení motorového lože jsou konzervativní, jelikož lze předpokládat, že nově navržený podvozek bude schopen redukovat síly přenášené do konstrukce.

Setrvačné síly působící na hmoty zavěšené na motorovém loži jsou počítány zvlášť pro příďový podvozek a zvlášť pro zbytek hmot zavěšených na loži

8.2.1 Násobek vyvolaný přistáváním

Dle CS 23.473 klesací rychlost nesmí být menší než 2.1 m/s , nemusí být větší než 3 m/s a je stanovena dle vztahu:

$$V_Z = 4.4 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{0.25} = 4.4 \cdot \left(\frac{1874.3}{107.2}\right)^{0.25} = 8.99 \text{ ft/s} = 2.74 \text{ m/s}$$

kde W je maximální vzletová hmotnost v $[lb]$ a S plocha křídla v $[ft^2]$.

Energie pohlcená tlumiči a pneumatikami je stanovena jako součet energie kinetické a 1/3 energie potenciální. Zbýlé 2/3 jsou vyrovnány vztlakem na křídlech.

$$E = E_K + E_P = \frac{1}{2} m V_Z^2 + \frac{1}{3} m g d_{celk}$$

kde $d_{celk} = d_{tl} + d_{pneu} = 0.199 + 0.081 = 0.280 \text{ m}$ [20],

d_{pneu} je stlačení pneumatiky a

d_{tl} je stlačení tlumiče

Reakční síla působící v těžišti letounu je stanovena dle vztahu:

$$R = \frac{\frac{1}{2} m V_Z^2 + \frac{1}{3} m g d_{celk}}{d_{pneu} \cdot \eta_{pneu} + d_{tl} \cdot \eta_{tl}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 850 \cdot 2.74^2 + \frac{1}{3} \cdot 850 \cdot 9.81 \cdot 0.28}{0.081 \cdot 0.5 + 0.199 \cdot 0.5} = 28386 \text{ N}$$

kde: η je účinnost tlumiče, respektive pneumatiky a je odhadnuta na 0.5.

Při přistání na letoun působí reakční síla od země a zbylé 2/3 vztlakové síly. Celkový násobek zatížení je stanoven dle vztahu:

$$n = \frac{\sum F}{G} = \frac{1}{mg} \cdot \left(R + \frac{2}{3} mg\right) = \frac{1}{850 \cdot 9.81} \cdot \left(28386 + \frac{2}{3} \cdot 850 \cdot 9.81\right) = 4.07$$

8.2.2 Případ zatížení 14 – vodorovné přistání se skloněnými reakcemi

Rekce na příďový podvozek jsou určeny dle CS 23.479 a dodatku C předpisu.

Je uvažována krajní dosažitelná poloha těžiště $T_x = -1154 \text{ mm}$ při maximální vzletové hmotnosti. Poloha těžiště v ose z není v diplomové práci vyšetřována, byla konzervativně odhadnuta na podélnou osu procházející vrtulovým kuzelem, tedy $T_z = -476 \text{ mm}$. Je předpokládáno, že při dosednutí motor běží na volnoběh a tah i krouticí moment jsou nulové. Reakce na hlavním podvozku nejsou vyšetřovány. Body dotyku kol jsou značeny $[P_x, P_z]$, respektive $[H_x, H_z]$, reakční síly jsou značeny R .



Předpis stanovuje jako rozhodující větší hodnotu ze 2 případů, kdy je tlumič stlačen na 25 %, respektive na 100 %. Zmíněné 2 případy jsou níže porovnány v tabulce 8.5. Geometrie výpočtu je uvedena na obrázku 8.1.

$$R_{Px} = -KngW \frac{b'}{d'}$$

$$R_{Pz} = -(n - L)gW \frac{b'}{d'}$$

kde vzdálenosti b' a d' jsou stanoveny na základě vzdáleností a , b , d , a' :

$$a = P_x - T_x$$

$$b = H_x - T_x$$

$$d = a + b$$

$$a' = [a - (P_z - T_z)K] \cdot \cos(\arctg(K))$$

$$d' = d \cdot \cos(\arctg(K))$$

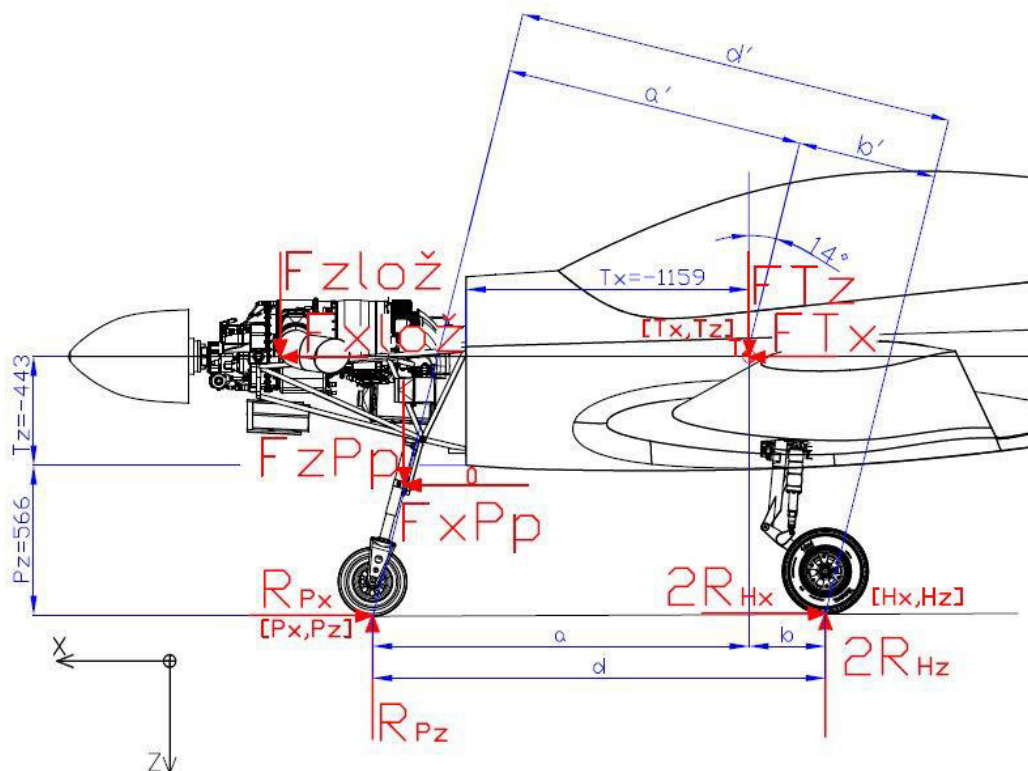
$$b' = d' - a'$$

Koeficient $K = 0.25$ pro letouny o maximální vzletové hmotnosti 1361 kg a nižší, $L = \frac{2}{3}$.

Vzdálenost bodů dotyku kol od těžiště v ose z byla oproti staticky stlačenému stavu snížena o 25 %, respektive 100 % výšky zdvihu tlumiče (Na obrázku 8.1 je uveden případ statického stlačení). Posuv bodu dotyku předového kola v ose x vlivem stlačení tlumiče byl zanedbán. Posuv zadního kola byl z geometrie stanoven na -50 mm pro 100 % stlačení a zanedbán pro 25 % stlačení tlumičů. Z tabulky 8.5 je patrné, že větší reakční síly vznikají při stlačení tlumiče na 25%.

Tabulka 8.5: Porovnání reakcí při přistání se skloněnými reakcemi

Veličina		Stlačení na 25%	Stlačení na 100%
P_x	[mm]	381	381
P_z	[mm]	566	417
H_x	[mm]	-1465	-1515
H_z	[mm]	566	417
a	[mm]	1539	1539
b	[mm]	307	307
d	[mm]	1846	1896
a'	[mm]	1248	1284
d'	[mm]	1791	1839
b'	[mm]	543	555
R_{Px}	[N]	-2572	-2561
R_{Pz}	[N]	-8602	-8565



Obrázek 8.1: Geometrie přistání se skloněnými reakcemi

Dle dodatku C jsou dále síly působící na hmotu zavěšenou na motorovém loži a na příďový podvozek spočítány dle vztahů:

Setrvačná síla v ose z působící na motorové lože: $F_{zlože} = nm_{lože}g = 4.07 \cdot 125.1 \cdot 9.81 = 4996 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose z působící na příďový podvozek: $F_{zpp} = nm_{pp}g = 4.07 \cdot 8 \cdot 9.81 = 319 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose x působící na motorové lože: $F_{x|o\check{z}} = K \cdot F_z = 0.25 \cdot 5019 = 1249 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose x působící na příd'ový podvozek: $F_{xPP} = K \cdot F_{zPP} = 0.25 \cdot 319 = 80 \text{ N}$

8.2.3 Příklad zatížení 15 – brždění při pojíždění

Dle CS 23.493. Předpokládá se statické stlačení tlumičů podvozku. Body dotyku jsou značeny $[P'_x, P'_z]$, respektive $[H'_x, H'_z]$. Reakční síly na podvozky jsou značeny R . Je uvažován volnoběžný chod motoru s nulovým tahem a kroutícím momentem. Obdobně jako při přistání se skloněnými reakcemi:

$$a = P'_x - T_x = 381 - (-1159) = 1540 \text{ mm}$$

$$b = T_x - H'_x = -1159 - (-1465) = 306 \text{ mm}$$

$$c = P'_z - T_z = 616 - (-443) = 1059 \text{ mm}$$

$$d = a + b = 1846 \text{ mm}$$

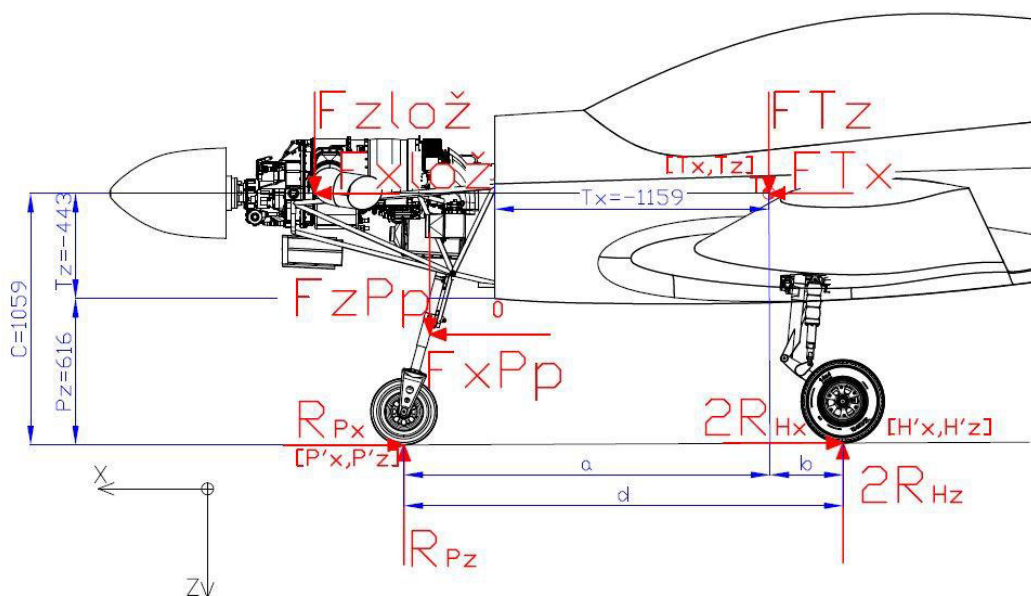
Svislá síla v těžišti je vyrovnána reakcemi na podvozku a je dle předpisu stanovena:

$$F_{TZ} = 1.33mg = R_{PZ} + R_{HZ}$$

Vodorovná síla je rovna třecí síle na hlavním podvozku, jež je dle předpisu pro součinitel tření $\mu = 0.8$ stanovena:

$$F_{Tx} = R_{Hx} = \mu R_{Hz}$$

Geometrie pro případ brždění při pojiždění je uvedena níže na obrázku 8.2.



Obrázek 8.2: Geometrie brždění při pojiždění

Z momentové rovnováhy k bodu dotyku předového kola:

$$F_{xT}c + R_{Hz}(d) - 1.33mga = 0$$

získáme reakční účinky na hlavní a předový podvozek:

$$R_{Hz} = \frac{1.33mga}{\mu c + a + b} = \frac{1.33 \cdot 850 \cdot 9.81 \cdot 1535}{0.8 \cdot 1059 + 1540 + 306} = -6341 \text{ N}$$

$$R_{Hx} = \mu R_{Hz} = 0.8 \cdot (-6341) = -5073 \text{ N}$$

$$R_{Pz} = 1.33mg - R_{Hz} = 1.33 \cdot 850 \cdot 9.81 + 6341 = -4749 \text{ N}$$

Na hmoty zavěšené na motorovém loži budou působit síly:

Setrvačná síla v ose z působící na lože: $F_{zlož} = 1.33m_{lož}g = 1.33 \cdot 125.1 \cdot 9.81 = 1632 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose z na předový podvozek: $F_{zPP} = 1.33m_{PP}g = 1.33 \cdot 8 \cdot 9.81 = 104 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose x působící na lože: $F_{xlož} = n_{brzd}m_{lož}g = 0.61 \cdot 125.1 \cdot 9.81 = 794 \text{ N}$

Setrvačná síla v ose x na předový podvozek: $F_{xPP} = n_{brzd}m_{PP}g = 0.61 \cdot 8 \cdot 9.81 = 48 \text{ N}$

Kde n_{brzd} je násobek v ose x vyvolaný brzdícím účinkem:

$$n_{brzd} = \left| \frac{R_{Hx}}{mg} \right| = \left| \frac{-5073}{850 \cdot 9.81} \right| = 0.61$$

8.2.4 Příklad 16 až 19 – dodatečné podmínky pro předová kola

Dle CS 23.499. Reakce na předové kole při násobku $n = 1$ jsou stanoveny z momentové rovnováhy:

$$R_{Pzn1} = Wg \frac{b}{d} = 850 \cdot 9.81 \cdot \frac{306}{1846} = -1382 \text{ N}$$



kde vzdálenosti b a d odpovídají vypočteným v podkapitole 8.2.3.

Předpis požaduje splnění následujících podmínek:

- Svislá a odporová složka

$$R_z = -2.25 \cdot |R_{pzn1}| = 2.25 \cdot |-1382| = -3110 \text{ N}$$

$$R_x = -0.8 \cdot |R_z| = -0.8 \cdot |-3110| = -2488 \text{ N}$$

- Svislá a dopředná složka

$$R_z = -2.25 \cdot |R_{pzn1}| = 2.25 \cdot |-1382| = -3110 \text{ N}$$

$$R_x = 0.4 \cdot |R_z| = 0.4 \cdot |-3110| = 1244 \text{ N}$$

- Svislá a boční složka

$$R_z = -2.25 \cdot |R_{pzn1}| = 2.25 \cdot |-1382| = -3110 \text{ N}$$

$$R_y = \pm 0.7 \cdot |R_z| = \pm 0.7 \cdot |-3110| = \pm 2177 \text{ N}$$

Pro každý případ bude navíc síla od hmot uchycených na motorovém loži při násobku $n = 1$:

$$F_z = m_{lož}g = 125.1 \cdot 9.81 = 1227 \text{ N}$$

$$F_{zPP} = m_{PP}g = 8 \cdot 9.81 = 78 \text{ N}$$

8.2.5 Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé pozemní případy

Tabulka 8.6: Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé pozemní případy

Zatížení Případ č.	$F_{xlož}$ [N]	$F_{zlož}$ [N]	F_{xPP} [N]	F_{zPP} [N]	R_x [N]	R_y [N]	R_z [N]
14	1249	4996	80	319	-2567	0	-8585
15	794	1632	48	104	0	0	-4749
16	0	1227	0	78	-2488	0	-3110
17	0	1227	0	78	1244	0	-3110
18	0	1227	0	78	0	2177	-3110
19	0	1227	0	78	0	-2177	-3110

8.2.6 Početní zatížení motorového lože pro jednotlivé pozemní případy

Početní zatížení pro pozemní případy je stanoveno stejně jako pro letové případy s koeficientem bezpečnosti 1.5:

$$F_{početní} = F_{provozní} \cdot 1.5$$

a je uvedeno v tabulce 8.7 pro jednotlivé případy.

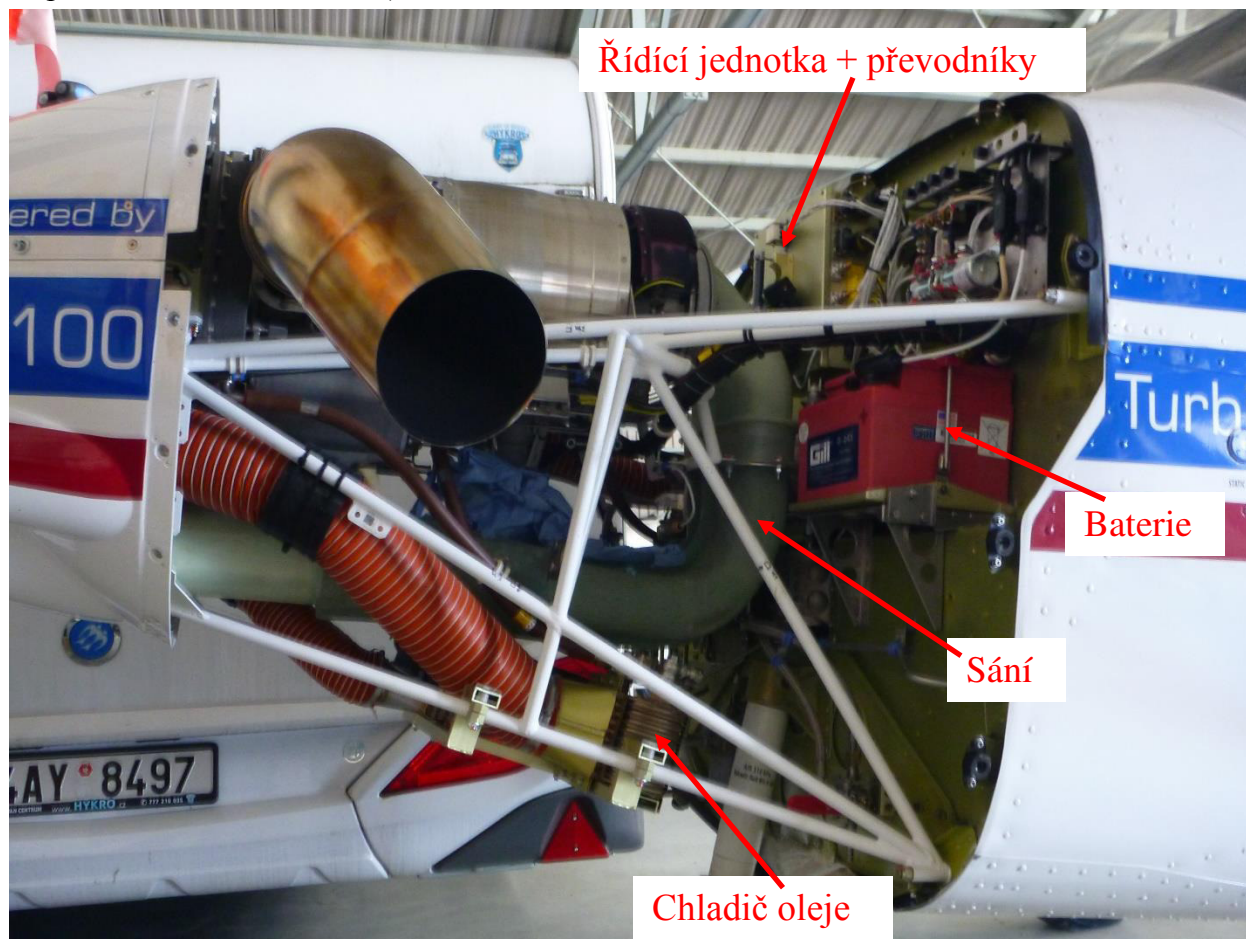
Tabulka 8.7: Početní zatížení motorového lože pro jednotlivé pozemní případy

Zatížení Případ č.	F_x [N]	F_z [N]	F_{xPP} [N]	F_{zPP} [N]	R_x [N]	R_y [N]	R_z [N]
14	1873	7494	120	479	-3850	0	-12878
15	1192	2448	72	157	0	0	-7123
16	0	1841	0	118	-3732	0	-4665
17	0	1841	0	118	1866	0	-4665
18	0	1841	0	118	0	3265	-4665
19	0	1841	0	118	0	-3265	-4665

9 Návrh konstrukce motorového lože a umístění agregátů

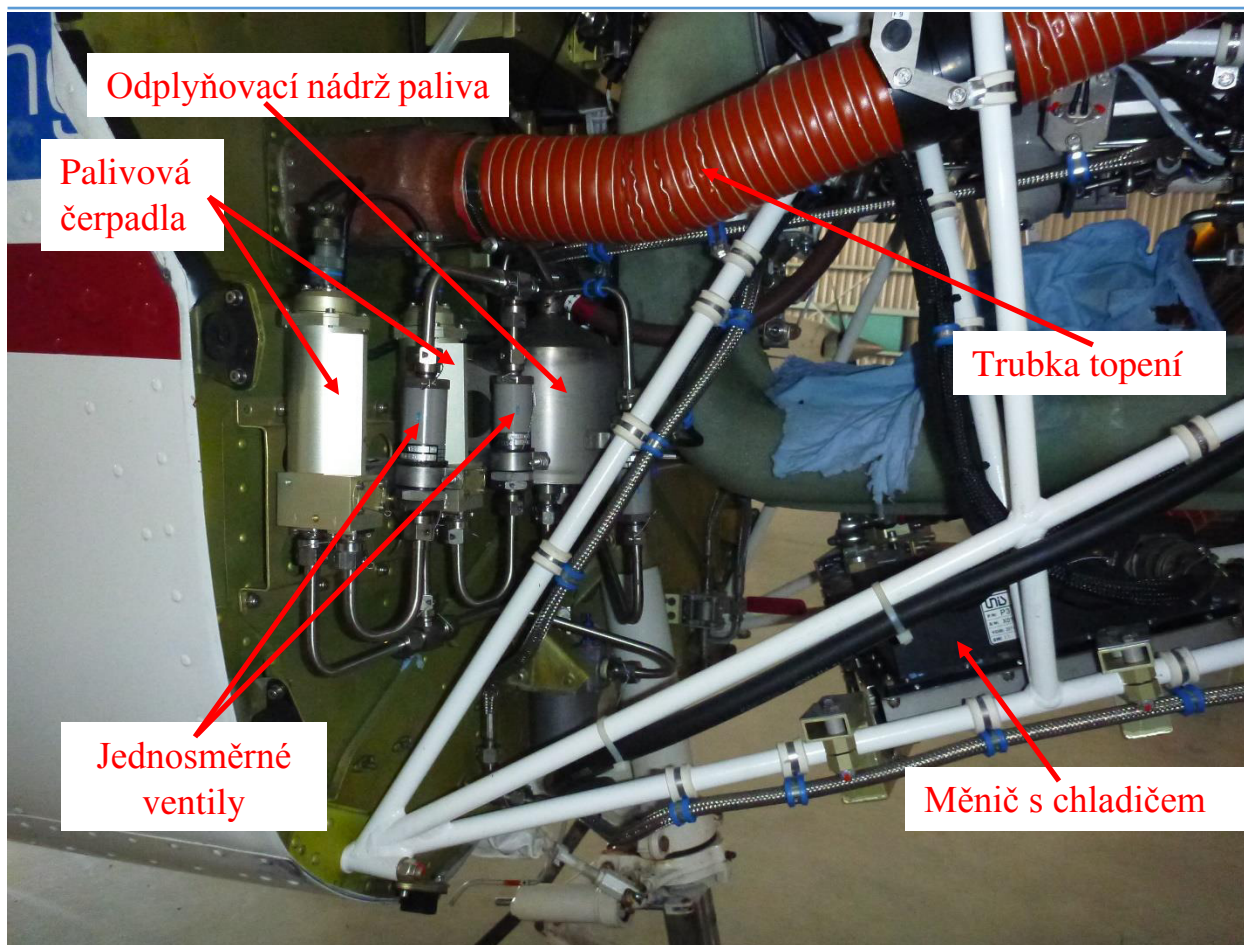
9.1 Zástavba motoru v letounu Cessna 172 OK-ATD

Při návrhu motorového lože a uložení motoru bylo vycházeno ze zástavby motoru TP100 na letounu Cessna 172, registrace OK-ATD. Byla provedena návštěva letiště Křižanov, kde je letoun hangárován. Dále jsou vloženy fotky celkového pohledu na zástavbu motoru z levé strany (obrázek 9.1) a pravé strany (obrázek 9.2) včetně prvků instalace a detailní pohledy připojení motoru na předním a zadním závěsu (obrázek 9.3, 9.4).

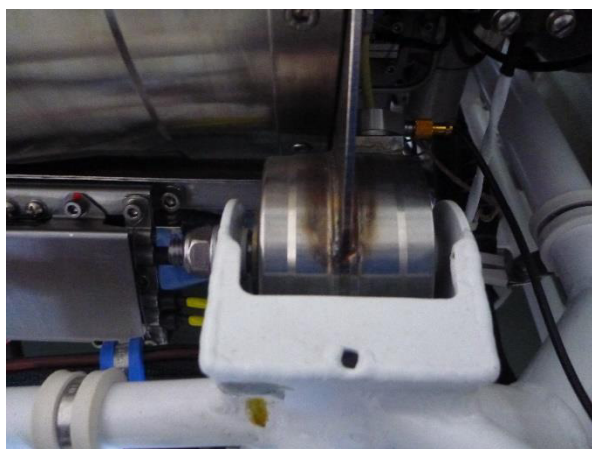


Obrázek 9.1: Pohled na uložení motoru z levé strany

Zapalování a odpojovač jsou umístěny na pravé straně motoru, v úrovni kompresoru a na fotkách nejsou vidět. K motorovému loži je krom prvků zajišťujících spolehlivý chod motoru připojen také dvoudílný přední motorový kryt. Horní a spodní část hlavního motorového krytu jsou potom připojeny na přední motorový kryt a do přípojných míst na motorové přepážce.



Obrázek 9.2: Pohled na uložení motoru z levé strany



Obrázek 9.3: Zadní závěs motoru



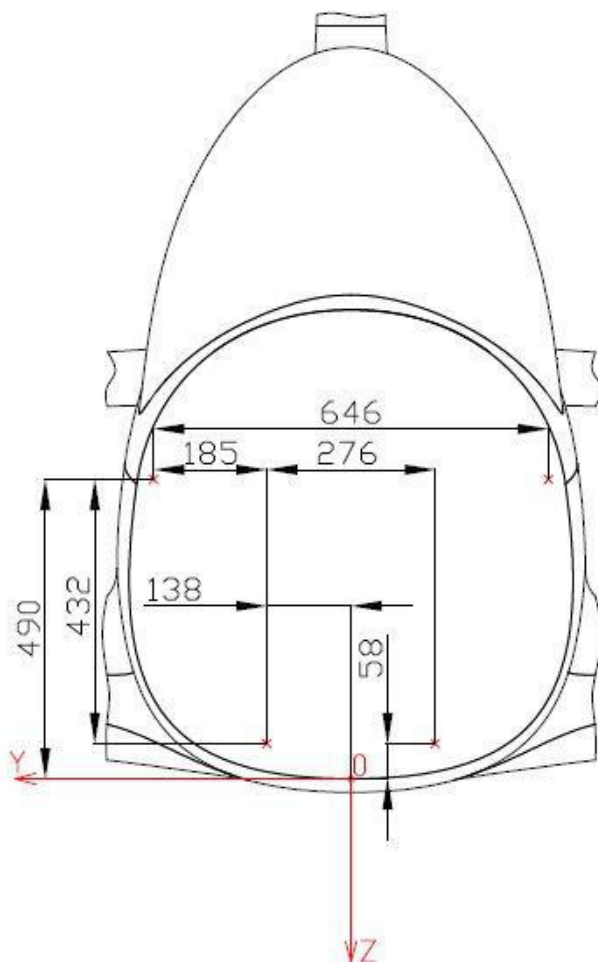
Obrázek 9.4: Přední závěs motoru se silentblokem

Motor je k loži uchycen na 4 místech. Na 2 předních a 2 zadních závěsech. Přední závěsy motoru již obsahují silentbloky jako součást kostry motoru, viz obrázek 9.4. Zadní závěsy jsou uchyceny k loži přes válcové silentbloky (obrázek 9.3). Vhodné silentbloky dodá výrobce motoru.

9.2 Motorové lože

9.2.1 Základní požadavky na motorové lože

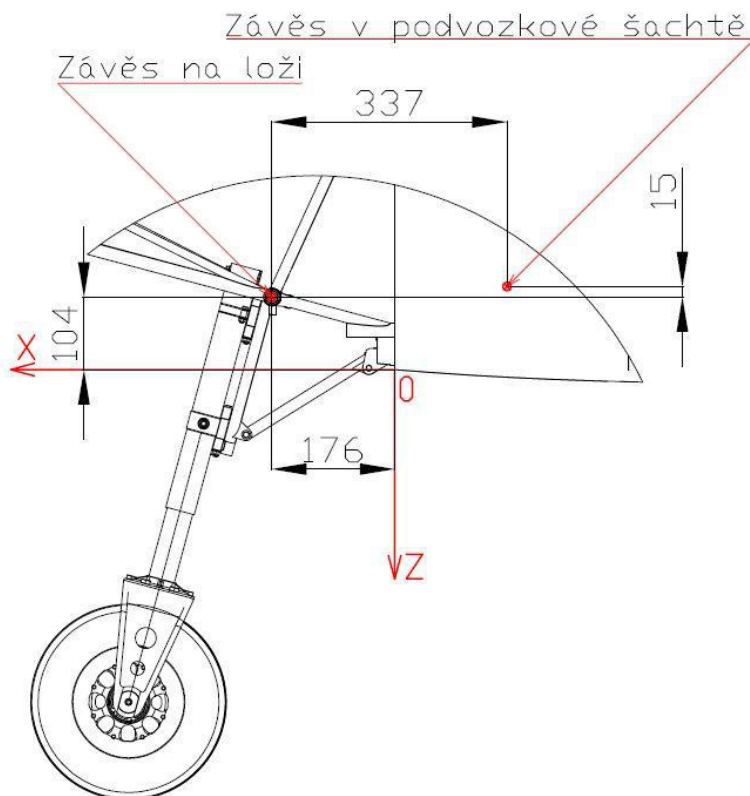
Jelikož se jedná o přestavbu stávajícího letounu, bylo nutné dodržet geometrii přípojovacích bodů na motorové přepážce a zajistit připojení podvozkové nohy přesně dle letounu Stream-UL, aby bylo možné podvozek zasunout do přední podvozkové šachty.



Obrázek 9.5: Geometrie přípojovacích bodů na motorové přepážce

Motorové lože je k motorové přepážce uchyceno na 4 místech. Geometrie bodů uchycení, vztažená k počátku souřadného systému, definovanému v kapitole 5 je uvedena na obrázku 9.5.

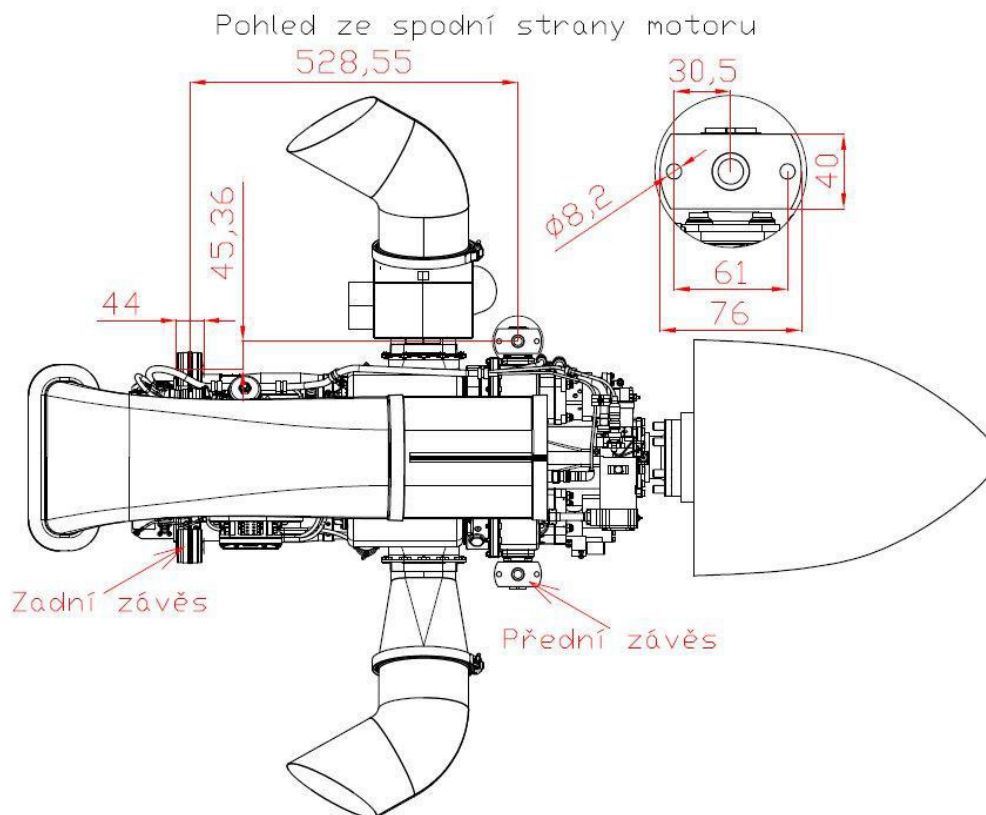
Spojení lože s motorovou přepážkou je realizováno šroubovým spojem se šrouby M8. Body uchycení byly získány z výkresů společnosti TL-Ultralight.



Obrázek 9.6: Systém uchycení předového podvozku

Přední podvozková noha je, jako u většiny ultralehkých letounů, uchycená k motorovému loži šroubovým spojem. Rozteč pouzder uchycení na motorovém loži je 204 mm. Druhý bod uchycení je v přední podvozkové šachtě, viz obrázek 9.6. Šířka podvozkové šachty, a tedy i vzdálenost úchytných bodů vzpěry předního podvozku je 185 mm. Pro pevnostní výpočet motorového lože byly od přední podvozkové nohy získány reakční účinky do uložení na motorovém loži, viz kapitola 10.

Jak bylo řečeno výše, motor je uchycen k loži na 4 místech. 2 předními a 2 zadními závěsy. Rozměry závěsných bodů a jejich rozteče jsou uvedeny na obrázku 9.7. Osa zadního závěsu je oproti přednímu závěsnému bodu posunutá o 32.1 mm v záporném směru osy z (nahoru).



Obrázek 9.7: Rozměry a rozteče závěsných bodů

9.2.2 Konstrukce motorového lože

Konstrukce motorového lože je navržena jako příhradová, svařená z bezešvých ocelových trubek. Z důvodu zamezení vzniku nežádoucího ohybového momentu jsou trubky, kde je to z konstrukčního hlediska možné, spojeny do ideální prutové soustavy. Spojení lože s pouzdry šroubových spojů na motorové přepážce je navrženo jako vyosené, jelikož spojení ve styčnících by nebylo realizovatelné.

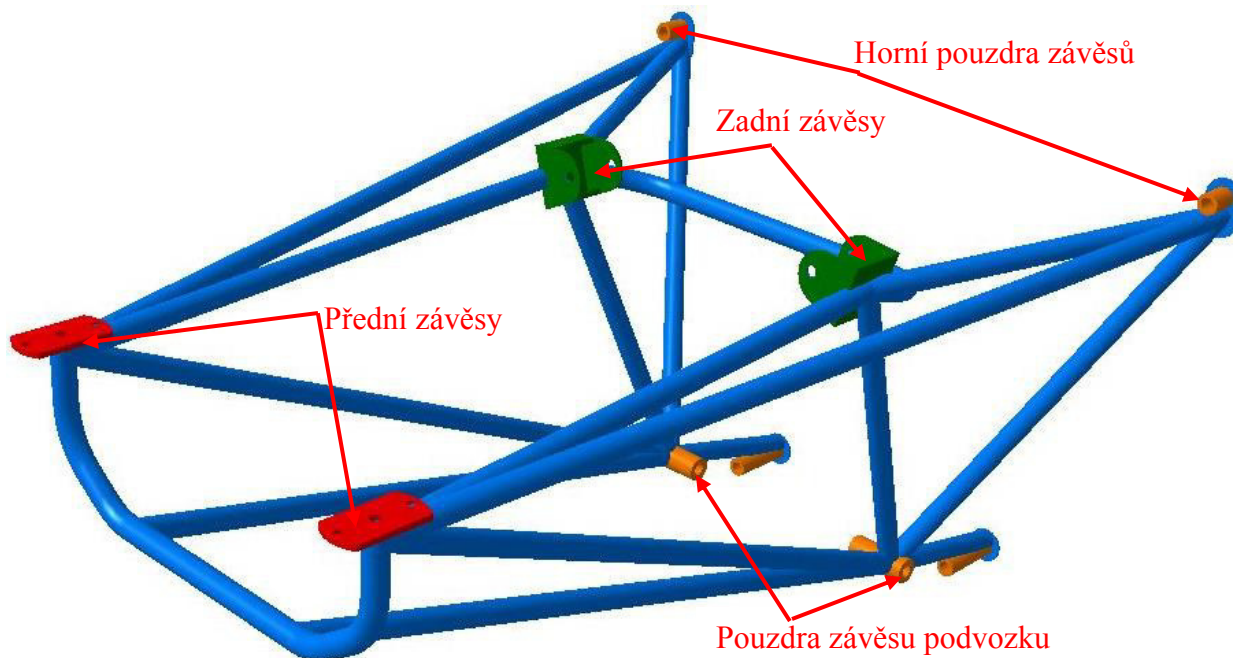
Připojení přední podvozkové nohy respektuje konstrukci motorového lože letounu Stream-UL. Na každé straně motorového lože je pouzdro s vnitřním průměrem 12 mm a délkou 61 mm. Mezi pouzdry je rozteč 204 mm. Pouzdra pro připojení lože k motorové přepážce mají vnitřní průměr 8,2 mm.

Pouzdra jsou navržena jako obrobky z tyčových profilů o průměru 25 mm pro uchycení podvozku a 20 mm pro šroubový spoj přichycení lože k motorové přepážce, viz obrázek 9.8.



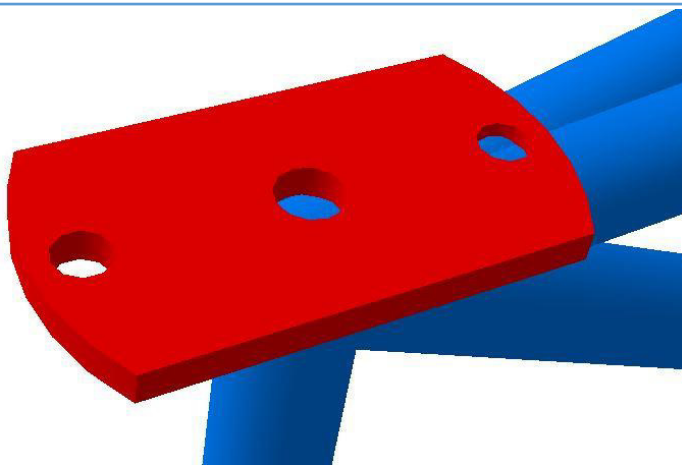
Obrázek 9.8: Pouzdra uložení podvozku a uchycení do přepážky

Pro výrobu lože byla zvolena ocel 15 130, což je ekvivalent oceli L-CM3 s mezí pevnosti dle podkladů používaných výrobcem $R_m = 705 \text{ MPa}$ a mezí kluzu $R_e = 440 \text{ MPa}$. Je to ocel, jež je u výrobce pro výrobu svařovaných dílů používána a je dostupná ve velkém množství různých polotovarů. Pro výrobu lože byla nejprve zvolena trubka TR20x2, jež byla po pevnostním výpočtu v programu Nastran změněna na TR20x1.5. 3D model motorového lože je na obrázku 9.9.



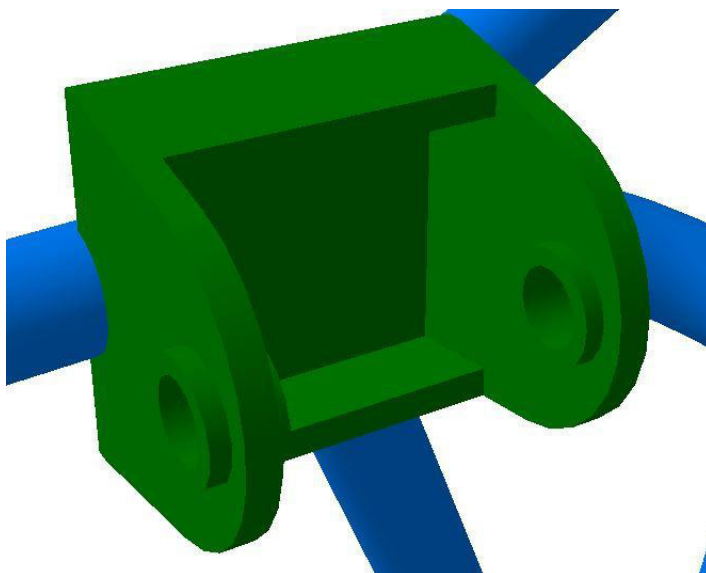
Obrázek 9.9: 3D model motorového lože

Přední závěs (obrázek 9.10) je navržen jako obrobek z plechu tloušťky 5 mm, obvodová geometrie závěsu respektuje tvar předního závěsu motoru.



Obrázek 9.10: Přední závěs

Zadní závěs (obrázek 9.11) je navržen jako svařenec plechu tloušťky 5 mm a podélnou výztuhou v horní a dolní části. Do ok uchycení šroubů jsou navařeny výztuhy s délkou 11 mm a vnitřním průměrem 12.5 mm.



Obrázek 9.11: Zadní závěs

Z důvodu eliminace nežádoucích momentů bylo po konzultaci s vedoucím diplomové práce lože navrženo tak, aby motor byl vyosený vlevo, z pohledu pilota o 2° a potlačený 2° pod horizontální rovinu. Vyosení motoru se většinou realizuje při provádění letových zkoušek dle chování letounu. Vzhledem ke způsobu uchycení motoru do lože by tato možnost byla problematická a vyosení není možné měnit. Motor na experimentálním letounu Cessna není vyosený v žádném směru. Motor byl natočen a potlačen okolo bodu ležící uprostřed spojnice středů zadních závěsů.

9.3 Umístění prvků instalace motoru

Do 3D modelu k motoru byly vloženy pouze prvky instalace, jež jsou rozměrnější a změna jejich polohy by mohla mít závažnější vliv na centráže a tudíž na celý návrh zástavby. Ostatní prvky je možné umístit později dle prostorových možností.

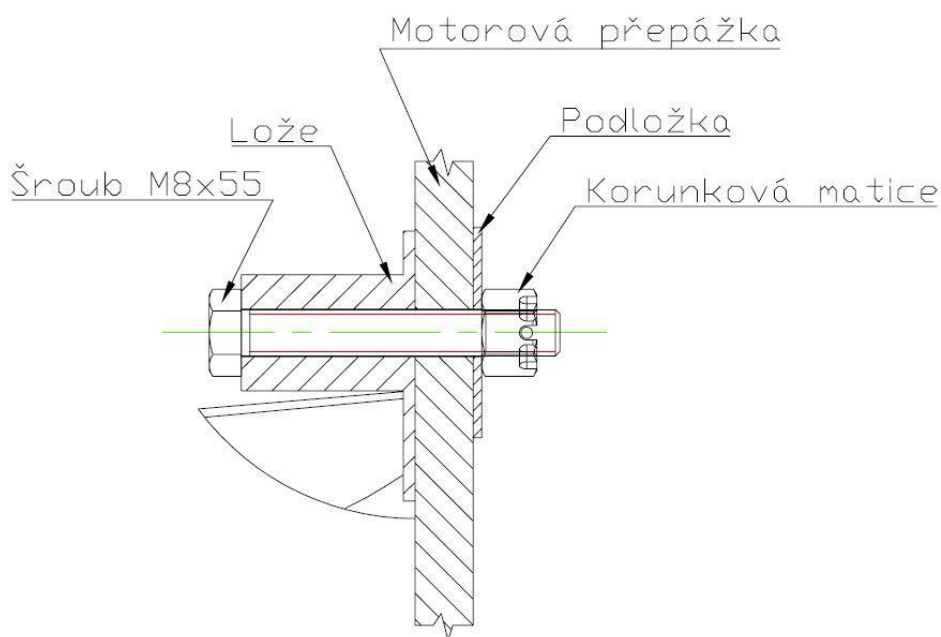
Jak již bylo zmíněno v kapitole 5, baterii a řídicí jednotku s převodníky bylo nutné umístit do předního zavazadlového prostoru z důvodu nedostatku prostoru kolem motoru vlivem úzkého trupu. Umístěný v zavazadlovém prostoru nijak neodporuje předpisům. Řídicí jednotka s chladičem byla z důvodu limitovaného prostoru pod motorem umístěna na pravou stranu motorového lože. Chladič oleje byl ze stejného důvodu umístěn na levou stranu.

Zapalování a odpojovač jsou umístěny na podobném místě jako u letounu Cessna, na pravé horní straně lože, vedle motoru.

Odplyňovací nádrž paliva byla umístěna na motorovou přepážku do její horní pravé části. Poloha palivových čerpadel zůstala vůči Cessně zachována.

9.4 Uchycení motorového lože do motorové přepážky

Uchycení do motorové přepážky je realizováno 2 šrouby M8x55 pevnostní třídy 10.9 se šestihrannou hlavou na horních závěsech a 2 šrouby M8x95 pevnostní třídy 10.9 se šestihrannou hlavou na dolních závěsech. Z vnitřní strany letounu jsou podložky M8 a korunkové matice M8. Schéma připojení motorového lože do motorového přepážky pro horní závěs je uvedeno na obrázku 9.12.



Obrázek 9.12: Schéma připojení motorového lože

9.5 Vstupní a výstupní soustava

Výfuková soustava bude použita stejná, jako byla použita při přestavbě letounu Cessna, OK-ATD. Vstupní soustavu je nutné kvůli uchycení přední podvozkové nohy upravit.

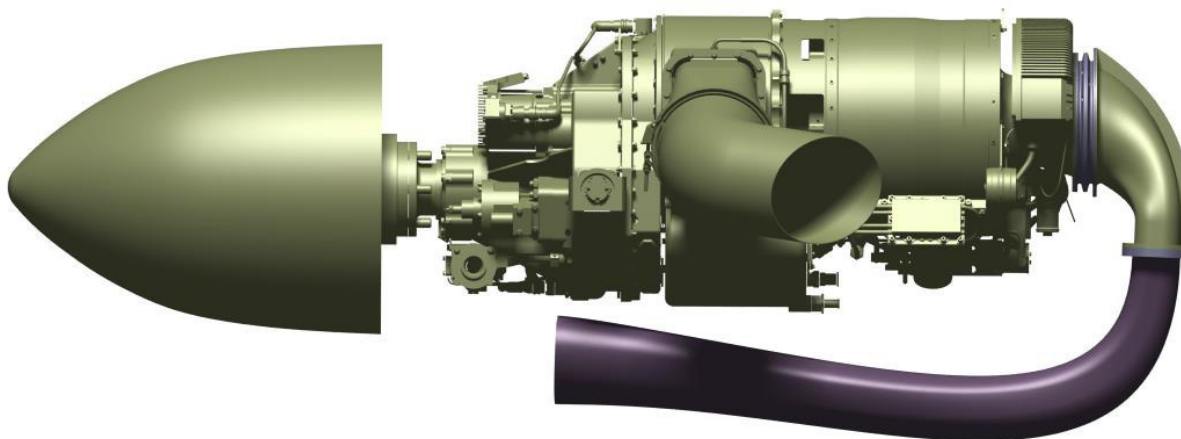
Část vstupní soustavy, jež je připojena k přírubě motoru je ponechána stejná, jako na letounu Cessna. Na ni navazuje samotný kompozitní kanál, který je vyroben z jednoho kusu skleného laminátu. Tvar vstupního otvoru je převzat ze sání letounu Cessna. Plocha vstupního otvoru je orientována rovnoběžně na směr letu, není na rozdíl od motoru vyosena.

Spojení obou částí sání je realizováno 6 šrouby M8x25 pevnostní třídy 8.8 a gumovou těsnicí vložkou a tloušťce 2 mm.

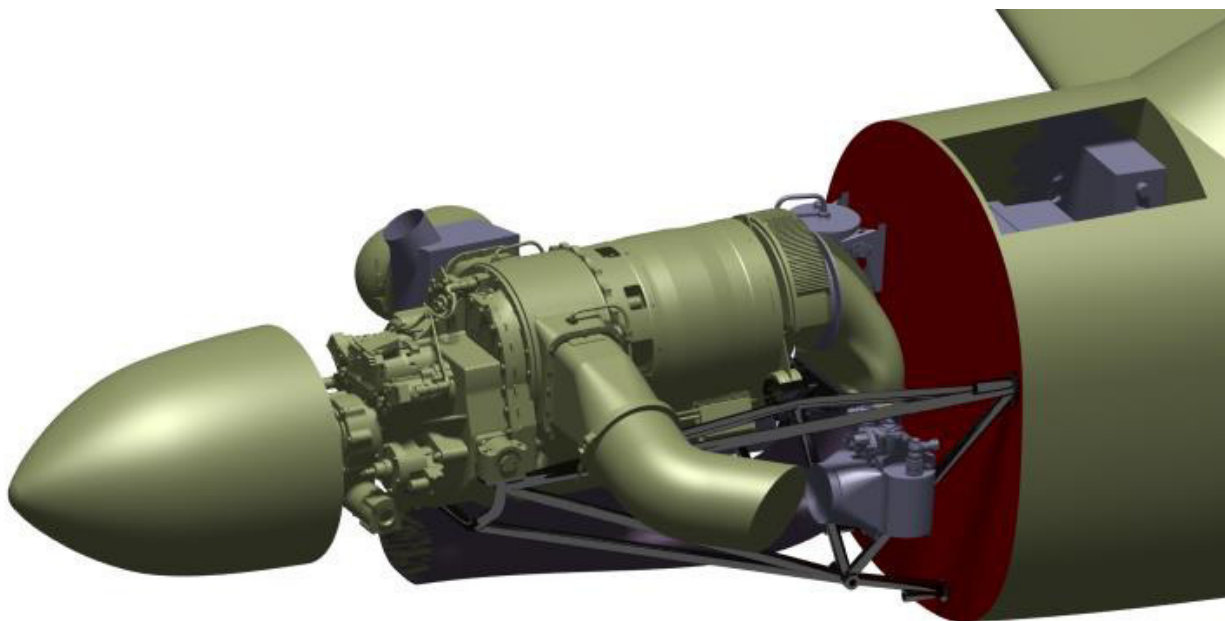


Pohled na motor se vstupní a výstupní soustavou z levé strany je na obrázku 9.13.

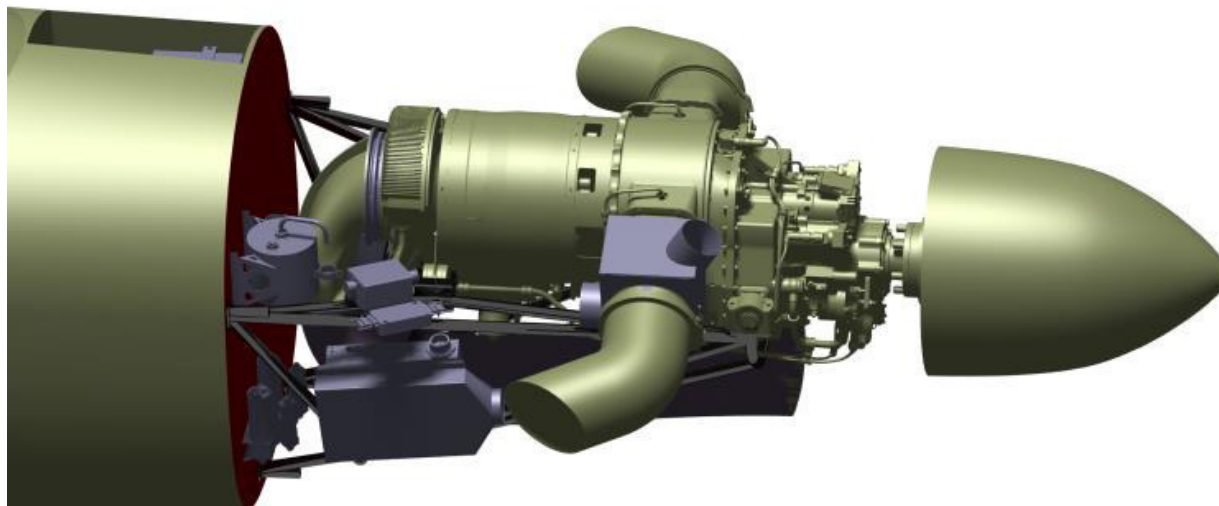
Na obrázcích 9.14 až 9.16 je potom pohled na celou zástavbu z levé, respektive pravé strany a z hora.



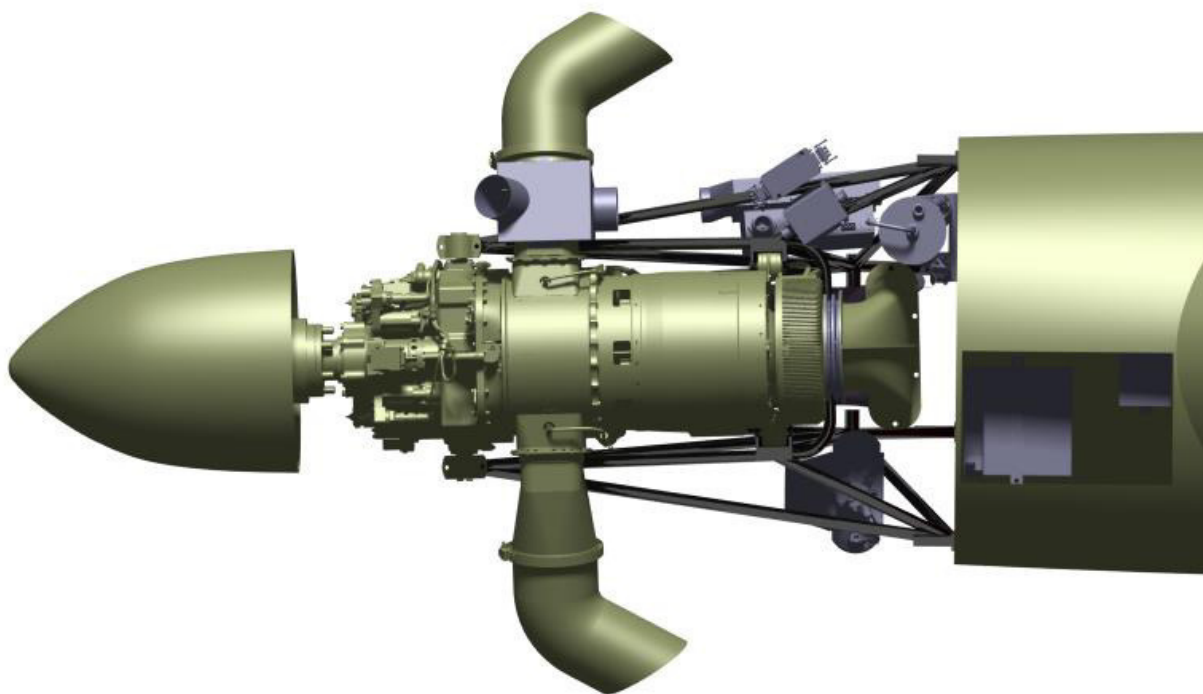
Obrázek 9.13: Motor se vstupní a výstupní soustavou



Obrázek 9.14: Render zástavby - levý pohled



Obrázek 9.15: Render zástavby - pravý pohled



Obrázek 9.16: Render zástavby - horní pohled

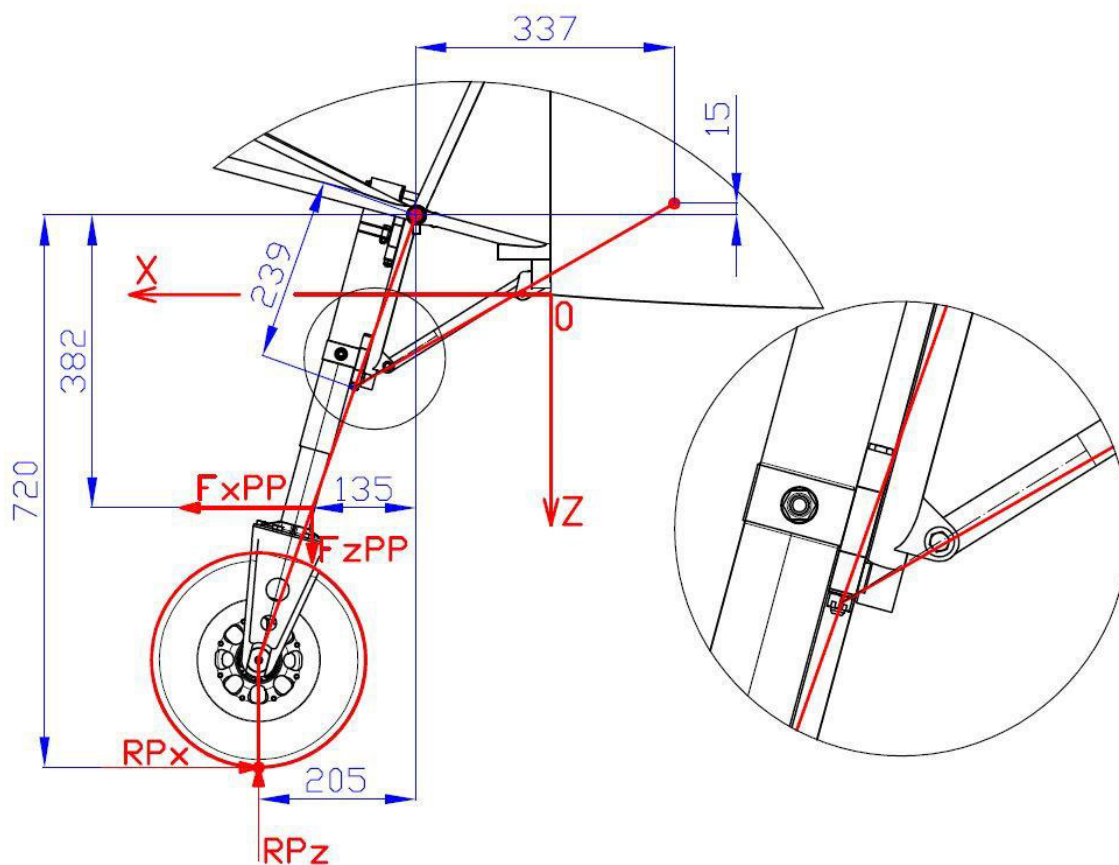
10 Pevnostní výpočet

10.1 Pevnostní výpočet lože

10.1.1 Reakce od příďového podvozku

Pro zjednodušení výpočtu motorového lože byly přistávací případy zpracovány samostatně pro zjednodušenou náhradu příďového podvozku a do výpočtu motorového lože byly následně vloženy reakce v místech připojení podvozkové nohy. Schéma náhrady přední podvozkové nohy je na obrázku 10.1. Byla uvažována podvozková noha stlačená staticky. Výpočet touto cestou je konzervativní, jelikož reakční síly působí vůči loži na větším rameni.

Náhrada podvozkové nohy je vytvořena spojením závěsného bodu na motorovém loži a středu kola. Vzpěra je vytvořena spojením závěsného bodu v podvozkové šachtě a náhrady podvozkové nohy v místě, které by vytvořilo pokračování osy vzpěry. Poloha těžiště příďového podvozku, v němž budou působit setrvačné síly, byla odhadnuta na osu přední podvozkové nohy a horizontálně tak, aby tvořila průmět v polovině poloměru příďového kola.

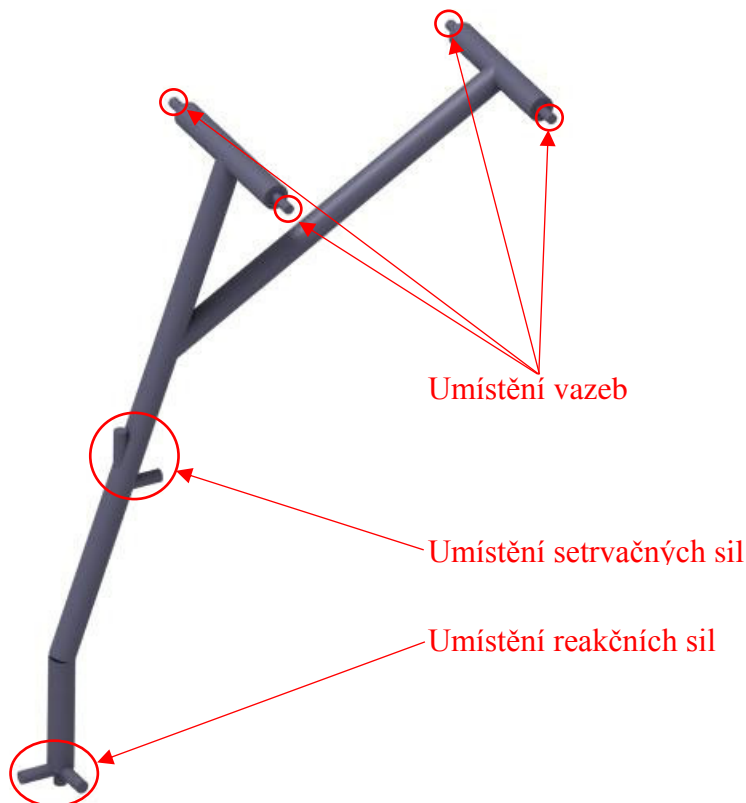


Obrázek 10.1: Schéma náhrady přední podvozkové nohy

Náhrada přední podvozkové nohy s vyznačenými místy vložení podpor a zatížení je na obrázku 10.2. Reakce od podvozkové nohy v místech uchycení do motorového lože a do podvozkové šachty, byly získány ve studentské verzi programu Ansys. Pro získání reakcí na motorové lože byla do místa styčnicku prutů motorového lože (41 mm od vnitřní strany pouzdra), na čelní



plochu čepu náhrady podvozkové nohy, vložena vazba zamezující posuvu ve všech osách. Ve výsledcích potom byla síla na této vazbě ve všech osách vyšetřována. Nebyly vyšetřovány reakční síly na vazbách v podvozkové šachtě. Nastavení sítě pro výpočet bylo ponecháno na programu Ansys s požadavkem na maximální zjemnění. Vytvořená síť obsahovala 2829 uzlů a 1386 elementů.



Obrázek 10.2: Zjednodušená náhrada přední podvozkové nohy

Silové účinky, jimiž přední podvozková noha působí na motorové lože, jsou uvedeny v tabulce 10.1. Síly P_x , P_y , P_z , respektive L_x , L_y , L_z , jsou síly v jednotlivých osách na pravém, respektive levém uložení přední podvozkové nohy z pohledu pilota. Jsou brány záporné hodnoty reakčních sil vypočítaných programem ANSYS.

Tabulka 10.1: Silové účinky na motorovém loži od předního podvozku

Zatížení						Účinky na motorové lože od podvozku					
Případ č.	F_{xPP} [N]	F_{zPP} [N]	R_x [N]	R_y [N]	R_z [N]	P_x [N]	P_y [N]	P_z [N]	L_x [N]	L_y [N]	L_z [N]
14	120	479	-3850	0	-12878	-1515	872	-5907	-1519	-863	-5891
15	72	157	0	0	-7123	-3211	944	-5798	-3204	-944	-5795
16	0	118	-3732	0	-4665	2005	184	549	2017	-176	537
17	0	118	1866	0	-4665	-4127	1006	-5906	-4114	-1010	-5908
18	0	118	0	3265	-4665	-3709	2687	-11310	-449	1295	3792
19	0	118	0	-3265	-4665	-449	-1463	3793	-3699	-2519	-11305



10.1.2 Výpočet motorového lože

Pevnostní výpočet motorového lože byl proveden metodou konečných prvků (MKP) v programu Nastran, verze 2018. Pro vytvoření výpočtového modelu a zobrazení výsledků byl vyžit program Patran.

10.1.2.1 Výpočtový model

Geometrie motorového lože byla z programu Catia, kde byla vytvořena jako 1 těleso, exportována ve formátu step (.stp) a importována do programu Patran s ohledem na nastavení jednotek modelu na 1000 mm. V programu Patran vzniklo jedno objemové těleso.

10.1.2.2 Síť

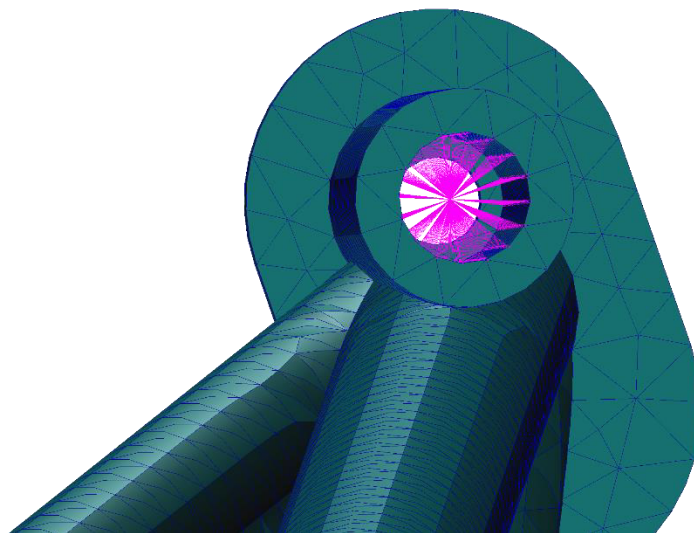
Na celém tělese byla vytvořena síť typu „Solid“ s tvarem prvků „Tet“ a topologií „Tet10“. Byla ponechána možnost automatického výpočtu sítě. Takto vytvořená síť obsahovala 316296 uzlů a 160350 prvků. Na získané síti nebyly patrné žádné větší shluky jemnějších prvků ani další anomálie.

10.1.2.3 Materiál a vlastnosti modelu

Materiál byl v programu Patran zadán hodnotou Yongova modulu pružnosti $E = 210\,000\text{ MPa}$ a Poissonovým číslem $\mu = 0.3$. Ve vlastnostech byl potom materiál přiřazen celému tělesu.

10.1.2.4 Okrajové podmínky a vložení sil

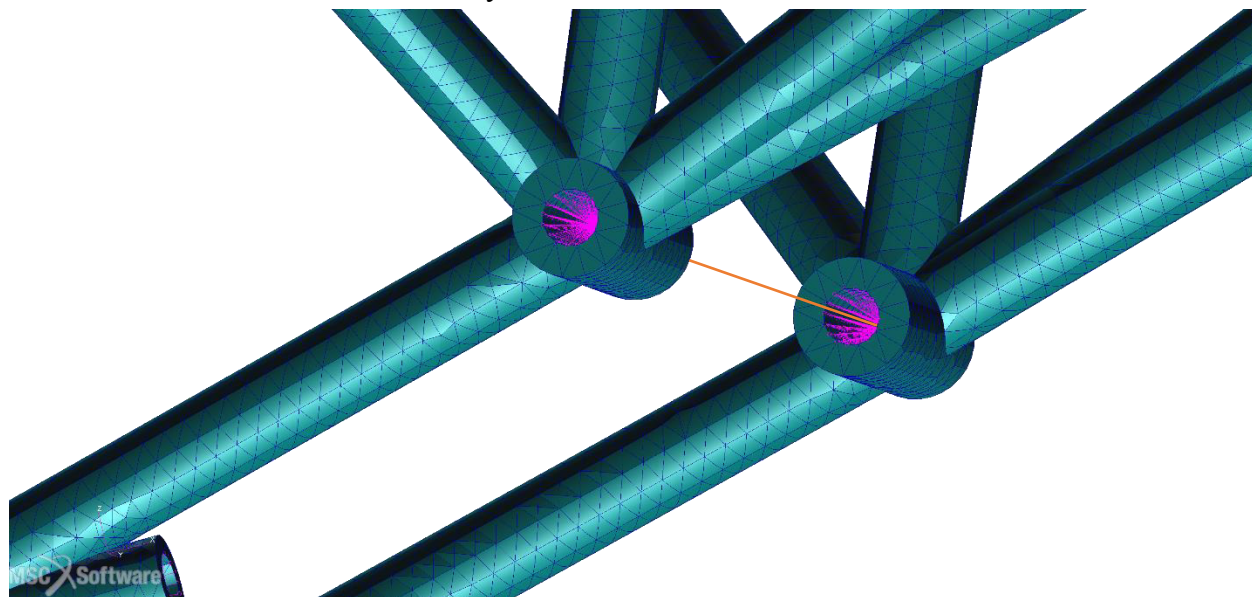
V místě uchycení do motorové přepážky byla vytvořena okrajová podmínka zamezující posuvu ve všech 3 osách a zamezující natočení kolem osy y a z. Natočení kolem osy x bylo ponecháno volné. Okrajová podmínka byla vložena do uzlu ležícím v polovině osy pouzdra a pomocí prvků RBE2 rozvedena do všech elementů na jeho vnitřní ploše se zamezením pohybu ve všech 6 stupních volnosti. Na obrázku 10.4 je vazba levého horního pouzdra.



Obrázek 10.3: Vazba bodu levého horního pouzdra

Podvozek uchycený do motorového lože působí proti rozevírání lože do stran v místě svého uchycení. Náhrada podvozku je provedena 1D prvkem typu „Beam“ vedeným mezi uzly styčníků

obou pouzder uchycení podvozku s materiálem totožným jako model lože a průřezem tyče o průměru 12 mm. Do uzlů umístěných ve styčnicích pouzder jsou také vloženy síly od podvozku. Uzly jsou s elementy na povrchu pouzdra opět spojeny vazbou RBE2 s omezením posuvu ve všech osách a omezením natočení kolem osy x a z. Viz obrázek 10.5.



Obrázek 10.4: Vložení 1D prvku "Beam" jako náhrada podvozku

Síly a momenty působící na motorové lože jsou zavedeny do bodu, který leží v rovině souměrnosti motoru na podélné ose procházející vrtulovým kuzelem. V ose x je bod stanoven jako těžiště od hmot zavěšených na motorovém loži. Hmotnosti a polohy těžiště jednotlivých prvků instalace jsou zmíněny v kapitole 5, konkrétně v tabulce 5.1. Poloha těžiště byla stanovena včetně uvážení hmotnosti a polohy přední podvozkové nohy, jelikož v letových případech zatížení není síla působící na podvozkovou nohu stanovena zvlášť. Poloha těžiště přední podvozkové nohy byla odhadnuta:

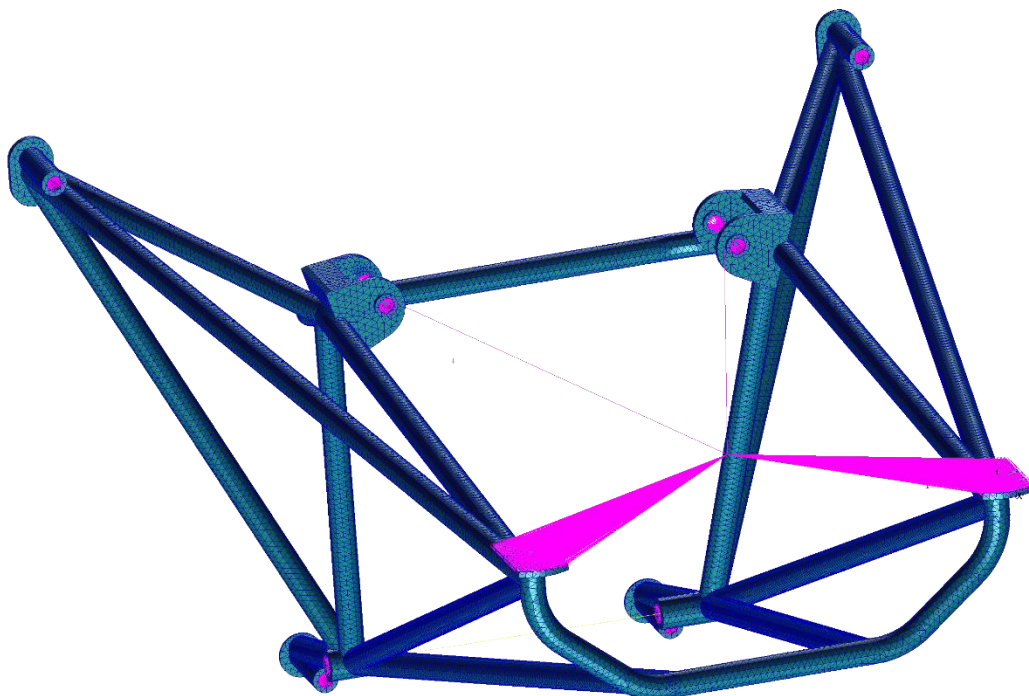
$$x_{pp} = 320 \text{ mm}$$

Výsledná poloha těžiště je stanovena dle vztahu:

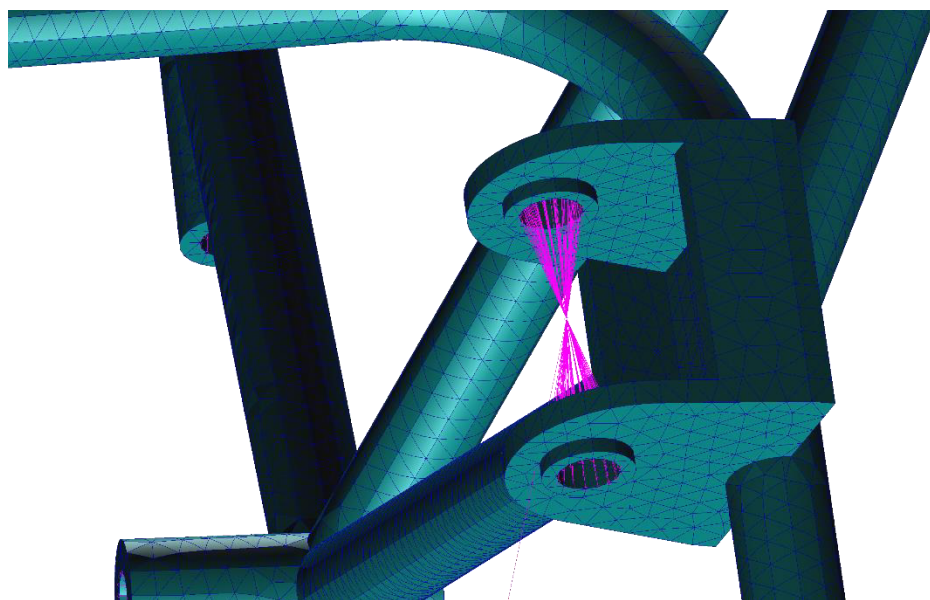
$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_{iT}}{\sum m_i} = 757 \text{ mm}$$

Síly a momenty jsou z bodu jejich společného působíště rozvedeny na jednotlivá místa uchycení motoru pomocí prvků RBE2. Viz obrázek 10.6. Přední závěs je se společným působíštěm pevně spojen přímo prvky RBE2 se zamezením pohybu ve všech 6 stupních volnosti. Na zadním závěsu je spojen s uzlem ve středu osy závěsu. Střed osy závěsu je poté spojen s oky uchycení vazbou RBE2 s volným pohybem v ose x. Viz obrázek 10.7. Motor není na zadním závěsu v ose x pevně uchycen, jelikož při práci vzniká teplotní dilatace.

Síly a momenty byly vloženy jednotkově a následně přes možnost „Load cases“ jim byl pro každý případ zatížení přiřazen požadovaný „Scale factor“



Obrázek 10.5: Rozvedení sil na jednotlivá místa uchycení



Obrázek 10.6: Schéma uchycení motoru na zadním závěsu

10.1.2.5 Průběh výpočtu, úpravy a získané hodnoty

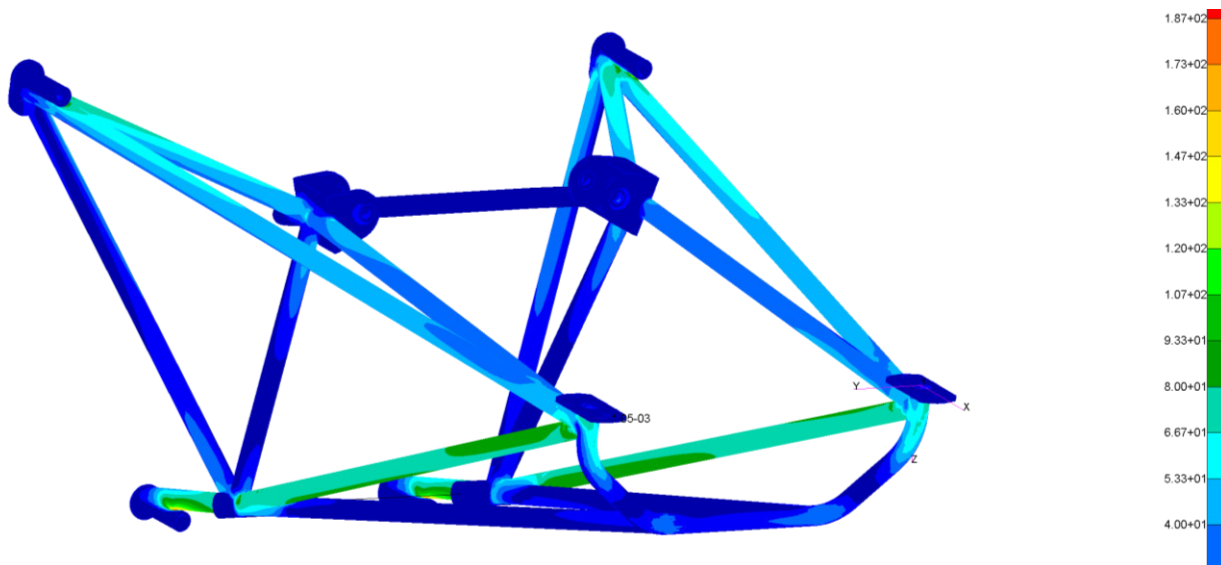
Analýza byla provedena jako lineární pro všech 19 případů zatížení, vyjma případů 4 a 5. Následně byla provedena ještě analýza na vzpěrnou stabilitu.

Konstrukce lože byla nejdříve navržena z trubek TR20x2. Po vyhodnocení výsledků došlo ke konstrukční úpravě lože a náhradě výše zmíněných trubek za trubky TR20x1.5. Náhradou trubek došlo také ke změně hmotnosti motorového lože a posunu centrál směřem dozadu. V důsledku snížení prázdné hmotnosti a posunu centrál došlo k nepatrnému zvýšení násobků zatížení

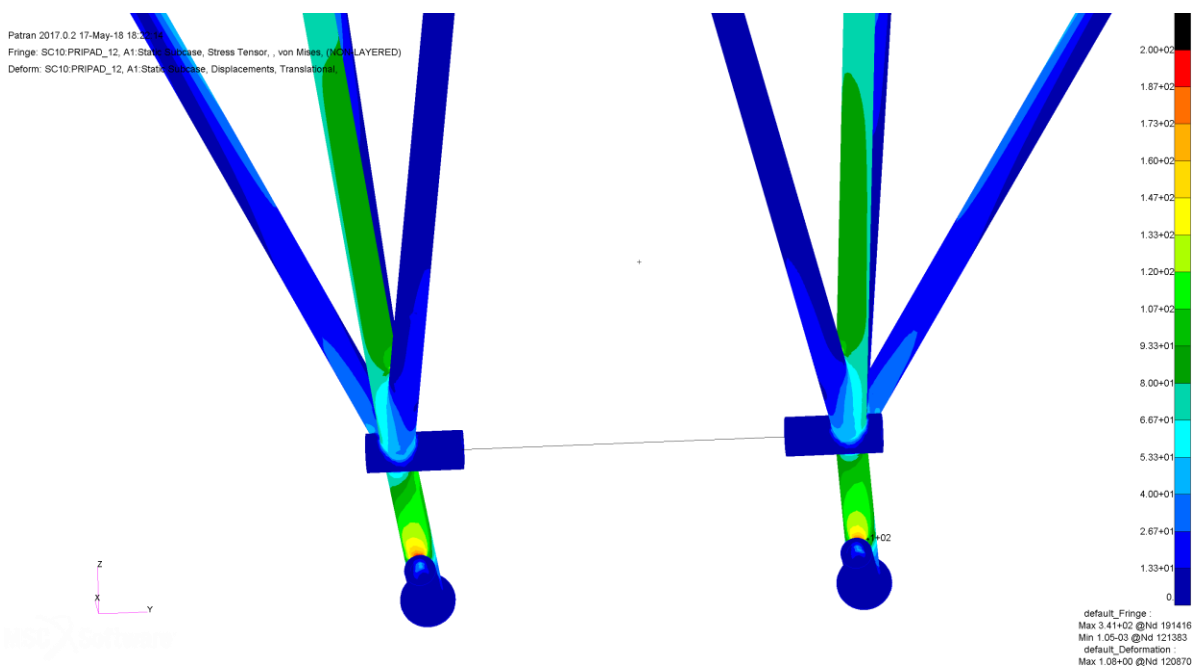


při poryvech a snížení sil působících na lože od podvozku při přistávacích případech. Tyto změny nebyly v diplomové práci již zohledněny, jelikož byly vyhodnoceny jako nepříliš závažné. Konstrukce motorového lože navíc není zatížena limitně, tudíž mírné zvýšení sil nepovede k její deformaci.

Z letových případů je lože nejvíce zatíženo v případě č. 12, kladný násobek při poryvu, kdy napětí v trubkách u spodních závěsů dosahuje hodnoty 200 MPa. Rozložení napětí je uvedeno na obrázcích 10.8 a 10.9.



Obrázek 10.7: Napětí v loži, případ č. 12, celkový pohled

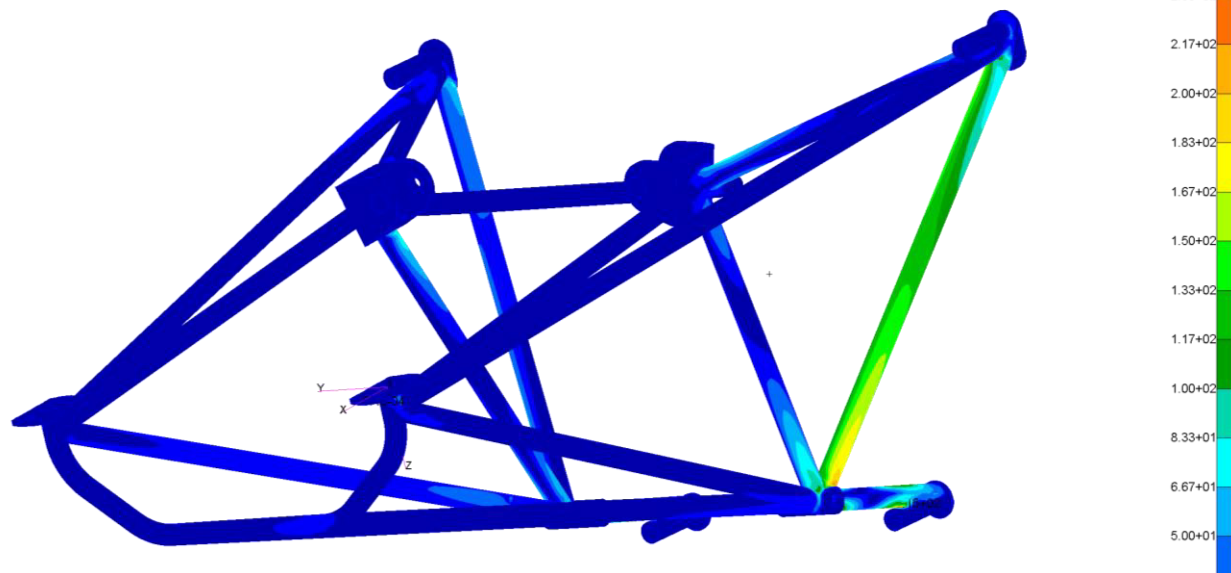


Obrázek 10.8: Napětí v loži, případ č. 12, detailní pohled k závěsům

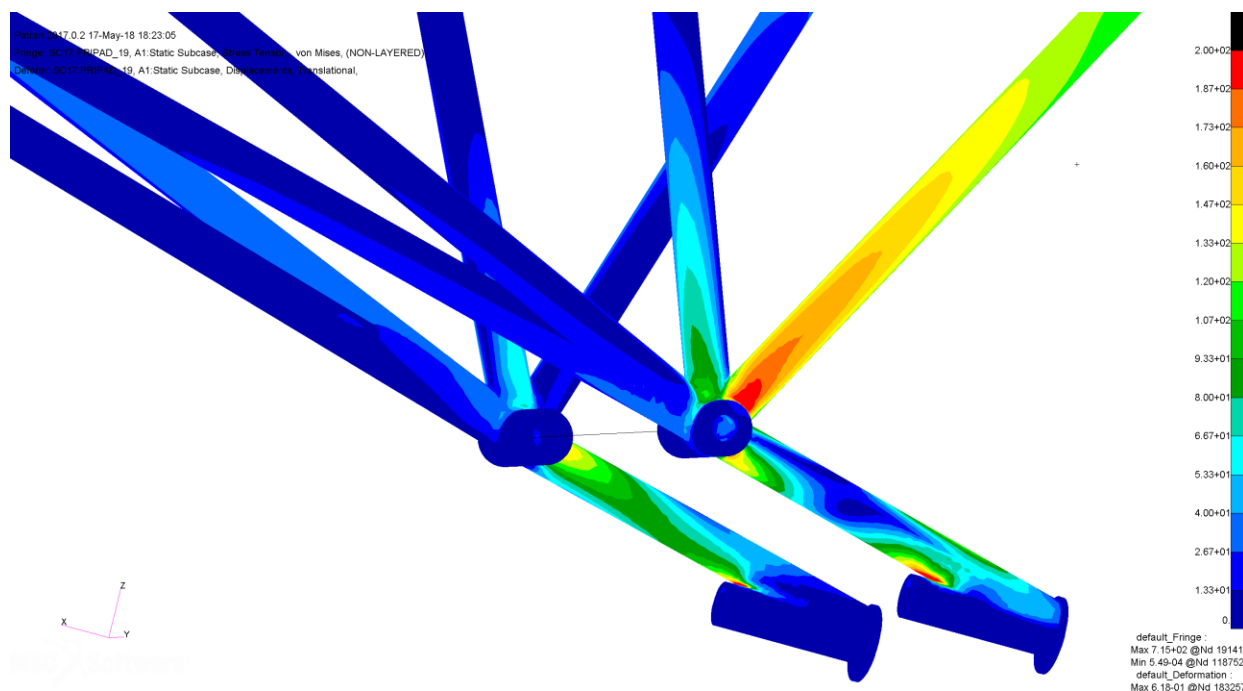


Z pozemních případů jsou nejzávažnější případy č. 18 a 19, kdy na podvozkovou nohu působí boční síla, která vyvolá v uchycení vlivem krátkého ramena vysoké silové účinky v ose z. Maximální napětí v trubkách je 290 MPa. Rozložení napětí je uvedeno na obrázcích 10.10 a 10.11.

von Mises, (NON-LAYERED)
Displacements, Translational



Obrázek 10.9: Napětí v loži, případ č. 19, celkový pohled

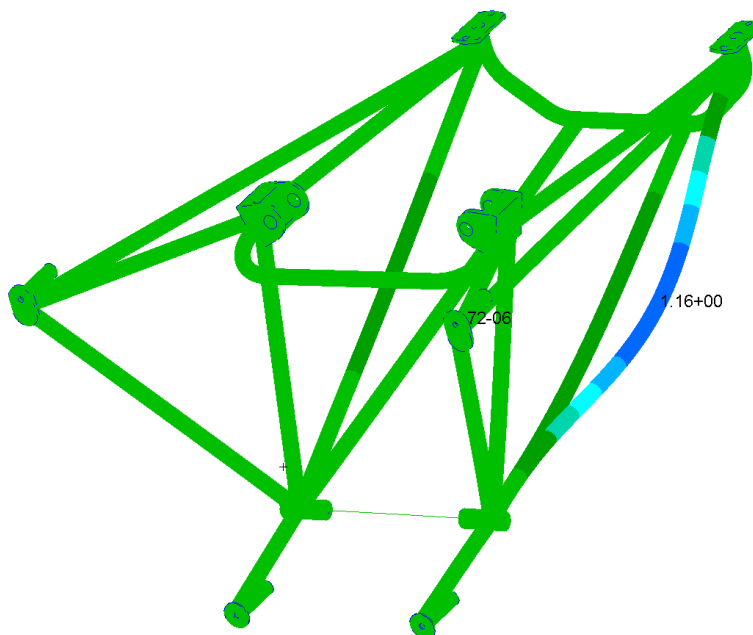


Obrázek 10.10: Napětí v loži, případ č. 19, detailní pohled

Výsledky zbylých případů zatížení jsou uvedeny v příloze 1.

Dále byla provedena analýza na vzpěrnou stabilitu, kde Nastran udává násobek zatížení, který je konstrukce ještě schopna přenést, aniž by došlo ke ztrátě vzpěrné stability a určí, u kterého prvku konstrukce nastane nejdříve.

Nejnižší násobek, 9.2, je v případě 12. V případech 18 a 19 potom 9.6, respektive 9.8. Prut, u něhož by došlo teoreticky jako první ke ztrátě stability, v případě 12, je uveden na obrázku 10.12.



Obrázek 10.11: Ztráta stability v případě 12.

10.1.2.6 Zhodnocení pevnostního výpočtu

Při výpočtu pevnosti motorového lože bylo využito několik zjednodušujících předpokladů a reálné hodnoty napětí se tedy mohou od hodnot vypočítaných mírně lišit.

Byla použita lineární analýza, která nedává tak přesné výsledky jako analýza nelineární, nicméně, pro konstrukce, kde nedochází k významným deformacím je využitelná s relativně dobrou přesností.

Motor byl nahrazen tuhými prvky RBE2. Napětí v ohnutých trubkách na přední a zadní straně motoru je takřka nulové. Samotný motor je možné považovat jako tuhé těleso. Uložení motoru je ovšem realizováno přes silentbloky a tudíž obě zmíněné trubky budou nějaké napětí přenášet.

Motorové lože není dokonalá prutová soustava, v trubkách vzniká ohybové napětí a v okolí styčníků vzniká koncentrace napětí. Dle výpočtů by koncentrace napětí neměla překročit mez kluzu. V místě spoje trubek bude navíc konstrukce zesílena přidáním svarem, což vzniklé koncentrace napětí sníží.

Uložení do motorové přepážky a vzniklá vazba je modelována pomocí tuhých prvků RBE2 a vzniklá síla je rozložena do celého plochy pouzdra, tudíž na modelu nejsou patrné žádné koncentrace napětí. Ve skutečnosti se bude šroub opírat pouze o jednu polovinu plochy, dle případu



zatížení. Na této polovině plochy může vzniknout koncentrace napětí, jež by opět neměla překročit mez kluzu, jelikož šroub se opírá do celého pouzdra a napětí v pouzdře nepřekračuje v žádném případě hodnotu 100 MPa.

Navržená konstrukce motorového lože pevnostně vyhovuje. V případě potřeby na snížení hmotnosti, jež je u letadel nesmírně důležitá, by bylo možné konstrukci motorového lože dále optimalizovat a některé trubky nahradit trubkami s menším průměrem či tloušťkou stěny.

10.2 Pevnostní výpočet uložení na motorové přepážce

Z programu Patran byly získány reakce v jednotlivých místech uchycení do motorové přepážky a následně síly na šroub, s opačným znaménkem. Přehled sil působících na jednotlivé šrouby je uveden v tabulce 10.2. Spoje budou pevnostně prověřeny na tahové a smykové namáhání. Pevnost motorové přepážky, jakožto součást trupu letounu, již není v diplomové práci vyšetřována.

Tabulka 10.2: Síly působící na šrouby uchycení lože do motorové přepážky

Šroub př. č.	Levý horní			Pravý horní			Pravý dolní			Levý dolní		
	osa x	osa y	osa z	osa x	osa y	osa z	osa x	osa y	osa z	osa x	osa y	osa z
1	6160	-1823	-1316	6363	2093	-1232	-3670	47	-995	-3641	-129	-949
2	7158	-2183	-1688	7356	2467	-1569	-4984	63	-1357	-4945	-179	-1293
5	3537	-943	-503	3713	1146	-491	-972	13	-255	-961	-29	-242
6	2062	-903	-148	-1999	-852	144	-319	-84	-135	323	-82	137
7	-2062	903	148	1999	852	-144	319	84	135	-323	82	-137
8	4990	-1456	-1018	5165	1684	-956	-2753	35	-745	-2730	-96	-710
9	4992	-1457	-1017	5167	1685	-956	-2755	35	-745	-2733	-96	-710
10	4989	-1456	-1017	5166	1685	-956	-2752	35	-745	-2731	-96	-710
11	4991	-1457	-1017	5168	1685	-956	-2754	35	-745	-2733	-96	-710
12	7804	-2571	-2303	7915	2792	-2111	-7527	94	-2064	-7468	-279	-1966
13	-4615	1594	1541	-4638	-1690	1401	5256	-65	1445	5217	197	1377
14	2454	808	3823	2541	-666	3959	-3501	9	-544	-3455	-116	-477
15	-823	1974	5035	-775	-1917	5084	-2058	16	-108	-2021	-46	-76
16	1491	-769	-1219	1500	795	-1193	483	-31	40	503	-2	60
17	-1669	2311	5460	-1647	-2286	5498	-2505	33	-200	-2462	-54	-170
18	2141	-1044	-2416	-3359	-3649	8939	282	374	1148	-3264	337	-1380
19	-3372	3612	8880	2162	1130	-2400	-3290	-348	-1385	309	-411	1190

Smyková síla působící na šroub je stanovena dle Pythagorovi věty. Největší smyková síla F_S vychází na pravém horním šroubu v případě 18:

$$F_S = \sqrt{F_y^2 + F_z^2} = \sqrt{(-3649)^2 + (8939)^2} = 9655 \text{ N}$$

Největší tahová síla F_T je na pravém horním šroubu v případě 12:

$$F_T = 7915 \text{ N}$$



10.2.1 Charakteristiky použitých materiálů

Šrouby pevnostní třídy 10.9 mají mez pevnosti $R_m = 1000 \text{ MPa}$. Nejmenší průměr jádra šroubu M8 je $d = 6.272 \text{ mm}$, což odpovídá ploše jádra $A = \frac{\pi d^2}{4} = 30.9 \text{ mm}^2$ [21]. Tahové namáhání

Maximální dovolená tahová síla [22]:

$$F_{t,Rd} = \frac{k_2 \cdot R_m \cdot A}{\gamma_{M2}} = \frac{0.9 \cdot 1000 \cdot 30.9}{1.25} = 22248 \text{ N}$$

kde: k_2 je 0.63 pro zapuštěné šrouby a 0.9 pro ostatní a γ_{M2} je dílčí součinitel.

$$\frac{F_T}{F_{t,Rd}} = \frac{7915}{22248} = 0.35$$

Spoj pevnostně vyhovuje

10.2.2 Smykové namáhání

Maximální dovolená smyková síla [22]:

$$F_{s,Rd} = \frac{\alpha_v \cdot R_m \cdot A}{\gamma_{M2}} = \frac{0.5 \cdot 1000 \cdot 30.9}{1.25} = 12360 \text{ N}$$

kde $\alpha_v = 0.5$ pro vysokopevnostní šrouby kde rovina stříhu prochází závitem.

$$\frac{F_S}{F_{s,Rd}} = \frac{9655}{12360} = 0.78$$

Spoj pevnostně vyhovuje.

10.2.3 Kombinace tahového a smykového namáhání

Součet příslušných poměrů zatížení a únosností v tahu a smyku musí být menší než 1. Tento poměr vychází nejvíce kriticky v případě 12 u pravého horního šroubu [22]:

$$\frac{F_S}{F_{s,Rd}} + \frac{F_T}{1.4 \cdot F_{t,Rd}} = \frac{3500}{12360} + \frac{7915}{1.4 \cdot 22248} = 0.572 \leq 1$$

Spoj pevnostně vyhovuje.



11 Závěr

V diplomové práci byla řešena nezvyklá problematika zástavby turbovrtulového motoru do malého dvoumístného letounu.

Pro přestavbu byl ze 3 uvažovaných motorů zvolen jako nejvhodnější motor TP100 od Českého výrobce PBS Velká Bíteš. Po emailové komunikaci s výrobcem vrtulí MT Propellers byla pro očekávané využití a letové vlastnosti letounu jako nejvhodnější doporučena pětistá vrtule MTV-25-1-D-C-F/CFL175-51a s průměrem 175 cm.

Pro zvolenou kombinaci motoru a vrtule a pro další zamýšlené prvky použité při přestavbě byla stanovena hmotnost prázdného letounu m_{empty} na 468.2 kg a jeho centráž na 17.05 % c_{SAT} . Na základě těchto hodnot byl potom pro uvažované proměnlivé zatížení palivem, posádkou a zavazadly sestaven centrážní diagram.

Následně byly dle odhadnuté analytické poláry a diagramu účinnosti vrtule poskytnuté výrobcem MT-Propellers vypočítány letové výkony. Byly vyšetřovány maximální rychlost v horizontálním letu, rychlost stoupání, dostup, dolet, vytrvalost a délka vzletu. Vše bylo zpracováno ve formě přehledných diagramů v kapitole 6. Dostup byl omezen limity motoru na 6000 m.

Dále pro výpočet zatížení byly stanoveny obálky obrátů a poryvové obálky. Návrhová cestovní rychlost byla stanovena na 320 km/h a návrhová rychlost strmého letu na 400 km/h. Největší násobky od poryvu byly stanoveny pro letoun s lehkým pilotem a zásobou paliva na 30 minut v maximální operační výšce 6000 m. Maximální kladný násobek byl spočítán na 6.446g, minimální na -4.446g při rychlosti V_C .

Dle obálek zatížení a předpisu CS23 bylo dále v kapitole 8 spočítáno zatížení motorového lože. Bylo stanoveno 19 případů zatížení. 13 pro letové případy a 6 pro pozemní případy, jelikož u letounu Stream je přední podvozek uchycen do motorového lože. Vzhledem k absenci podkladů pro navrhovaný podvozek letounu Stream-Turbo byly síly vypočítány dle charakteristik podvozku Stream-UL a lze předpokládat, že síly působící na motorové lože od podvozku optimalizovaného pro těžší letoun Stream-Turbo budou nižší. Případy 4 a 5 nebyly v MKP analýze motorového lože dále zohledňovány. Výsledné síly působící na lože byly uvedeny tabulkách v kapitole 8.

V kapitole 9 byl nejdříve uveden příklad zástavby motoru TP100 do letounu Cessna, registrace OK-ATD. Konstrukce motorového lože byla navržena nejprve z trubek TR20×2 a tak, aby respektovala body uchycení na motorové přepážce a umístění předového podvozku. Po prvním výpočtu v programu Nastran byla konstrukce upravena a byly použity trubky TR20×1.5. Motor byl kvůli eliminaci nežádoucích momentů vyosen 2° do leva a 2° pod horizont. Vyosení bylo provedeno kolem středu spojnice zadních závěsů. Dále bylo vyřešeno umístění prostornějších a těžších agregátů, jež by měly významný vliv na centráž. Baterii a řídicí jednotku bylo nutné umístit do předního zavazadlového prostoru. Měníč s chladičem a chladič oleje byly umístěny po stranách motorového lože. Palivová čerpadla, odplynovací nádrž a jednocestné ventily byly umístěny na motorovou přepážku. Lože je do motorové přepážky uchyceno 4 šrouby M8 pevnostní třídy 10.9.

Výstupní soustava byla ponechána stejná jako u letounu Cessna, OK-ATD. U vstupní soustavy byl ponechán pouze mezikus připojení vstupního kanálu do kompresoru motoru. Vstupní kanál byl navržen ze skelného laminátu s předním průřezem stejným jako u Cessny, kolmým na



směr letu. Připojení vstupního kanálu do mezikusu je realizováno 6 šrouby M8 pevnostní třídy 8.8 a těsnící gumovou vložkou.

V kapitole 10 byl proveden výpočet motorového lože pomocí programu Nastran. Reakční síly působící do lože od přední podvozkové nohy byly stanoveny v programu ANSYS a vloženy do výpočtu konstrukce samotného lože. Po prvním výpočtu byla konstrukce motorového upravena a bylo využito trubek TR20×1.5. I po změně průřezu se konstrukce jeví jako lehce předimenzovaná a v případě potřeby na snížení hmotnosti by bylo možné konstrukci dále optimalizovat a tím odlehčit. Při výpočtu bylo ovšem využito několik zjednodušení, popsaných v kapitole 10 a výsledné napětí v prutech lože se může o jednotky procent lišit. Z závěru kapitoly 10 byly šrouby uchycení lože do přepážky posouzeny na tahové, smykové a kombinované namáhání. Všechny šrouby a motorové lože pevnostně vyhovují.

Výkres motorového lože, zástavby a 3D model jsou součástí příloh.



Seznam použitých zdrojů

- [1] Stream - TL-ULTRALIGHT Aircraft. *TL-ULTRALIGHT Aircraft* [online]. Hradec Králové: TL-ULTRALIGHT, 2018 [cit. 2018-04-16]. Dostupné z: <http://www.tl-ultralight.cz/cs/ultra-lehka-letadla/stream>
- [2] ZAHÁLKA, Martin. *Typový návrh STREAM TRAINER*. Hradec Králové: TL-ULTRALIGHT, 2017.
- [3] PRVNÍ BRNĚNSKÁ STROJÍRNA VELKÁ BÍTEŠ, A.S. *Basic technical information turbo-prop engine TP100*. Second issue. Velká Bíteš, 2015, 39 s.
- [4] KUBEŠ, Josef. Historie motoru Walter M601. *Walter Jinonice* [online]. Praha, 2009, 2002 [cit. 2018-05-09]. Dostupné z: <http://www.walterjinonice.cz/historie-motoru-walter-m601>
- [5] PBS - TP100 Turboprop Engine. *PBS* [online]. Velká Bíteš: První brněnská strojírna Velká Bíteš, 2016 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://www.pbsvb.com/customer-industries/aero-space/aircraft-engines/tp-100-turboprop-engine>
- [6] PBS - Cessna 172 létá s motorem TP100. *PBS - hi-tech obrábění, přesné odlitky, letecké motory* [online]. Velká Bíteš: První brněnská strojírna Velká Bíteš, 2018 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://www.pbsvb.cz/novinky-old/the-cessna-172-with-tp100-takes-to-the-air>
- [7] AI-450C Turboprop SE Ivchenko-Progress. *SE Ivchenko-Progress* [online]. Zaporozhye: Ivchenko-Progress, 2015 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://ivchenko-progress.com/?portfolio=%D0%B0%D0%B8-450%D1%81&lang=en>
- [8] Diamond Aircraft DART-450 World Premiere at Farnborough Airshow 2016. *Aviation as unique as you are: Diamond Aircraft Industries* [online]. Wiener Neustadt: Diamond Aircraft Industries, 2018, 12 July 2016 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://www.diamond-air.at/en/media-center/press-releases/news/article/diamond-aircraft-dart-450-world-premiere-at-farnborough-airshow-2016/>
- [9] M250 turboprop - Rolls-Royce. *Rolls-Royce* [online]. Lonfon: Rolls-Royce, 2018 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aero-space/business-aviation/m250-turboprop.aspx#/>
- [10] First Extra 500 Due in Australia Soon - Australian Flying. *Australian Flying* [online]. Sydney: Yaffa Media, 2018 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://www.australianflying.com.au/news/first-extra-500-due-in-australia-soon>
- [11] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-807-2046-591.
- [12] ZAHÁLKA, Martin. *Rozbor_teziste_prazdneho LETOUNU_TRAINER-26_9_2017-soubor MS EXCEL*. Hradec Králové: TL-Ultralight, 2017.
- [13] SLAVOMÍR, Michal. *Výpočet těžiště Cessna 172 TP100-soubor MS EXCEL*. 2014.



- [14] ZAHÁLKA, Martin. *Systémový výkres křídla letounu Stream*. Hradec Králové: TL-Ultralight, 2013.
- [15] ZAHÁLKA, Martin. *Systémový výkres trupu letounu Stream*. Hradec Králové: TL-Ultralight, 2013.
- [16] MCIVER, John. *Cessna Skyhawk II/100 (172) Performance Assessment* [online]. In: . 23 January 2003. Dostupné z: <http://temporal.com.au/c172.pdf>
- [17] HARLOFF, Gary J. *Light Sport and General Aviation Airplane Comparison and Harloff Performance Factor* [online]. In: . Westlake: Harloff, 16 January 2014 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/259739308_Light_Sport_and_General_Aviation_Airplane_Comparison_and_Harloff_Performance_Factor
- [18] NITA, M. a D. SCHOLZ. *Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters* [online]. In: . Hamburg: Hamburg University of Applied Sciences, 2012 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB-DLRK_12-09-10.pdf
- [19] EASA. *CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu*. Amendment 5. Kolín nad Rýnem: EASA, 2017.
- [20] VANĚK, František. *Zatížení motorového lože letounu Stream Trainer*. Brno, 2017.
- [21] Mechanické vlastnosti ocelových šroubů. *Šroub a matka* [online]. Liberec: NetDesign, 2018 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <https://www.sroubamatka.cz/cs/technicke-informace/mechanicke-vlastnosti-ocelovych-sroubu.html>
- [22] SHIGLEY, Joseph Edward, Charles R. MISCHEKE a Richard G. BUDYNAS, VLK, Miloš, ed. *Konstruování strojních součástí*. V Brně: VUTIUM, 2010. Překlady vysokoškolských učebnic. ISBN 978-80-214-2629-0.
- [23] *Letecký petrolej JET A-1* [online]. In: . Praha: Čepro, 22. září 2017 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: https://www.ceproas.cz/public/files/userfiles/Produkty_sluzby/PL%20JET_%C4%8CEPRO_REACH_GHS_22_9_2017.pdf



Seznam použitých symbolů a zkratek

Tabulka P.1: Seznam symbolů

Symbol	Jednotka	Význam
\bar{m}_{pal}	[-]	Poměrná hmotnost paliva
\bar{x}_T	[% C_{SAT}]	Poloha těžiště v procentech střední aerodynamické tětiny
\bar{V}	[-]	Bezrozměrná rychlost
A	[mm ²]	Plocha jádra šroubu
A_R	[-]	Štíhlost
c	[m]	Hloubka profilu
C_D	[-]	Součinitel odporu
C_{D0}	[-]	Součinitel odporu při nulovém vztlaku
C_{Ep}	[kg·W ⁻¹ ·h ⁻¹]	Specifická spotřeba paliva
c_g	[m]	Hloubka střední geometrické tětiny
C_L	[-]	Součinitel vztlaku
D	[m]	Průměr vrtule
D	[N]	Odpor letounu
e	[-]	Oswaldův koeficient
E	[MPa]	Yongův modul pružnosti
E_K	[J]	Kinetická energie
E_P	[J]	Potenciální energie
$F_{b, Rd}$	[N]	Dovolená síla v otlačení
F_P	[N]	Potřebný tah
F_R	[N]	Reakční účinek spalín
F_S	[N]	Smyková síla na šroubech v kapitole 10.2
$F_{S, Rd}$	[N]	Dovolená smyková síla na šroub
F_T	[N]	Tah, tahová síla na šroubech v kapitole
$F_{T, Rd}$	[N]	Dovolená tahová síla na šroub
F_V	[N]	Využitelný tah
F_y, F_z	[N]	Setrvačná síla působící v ose y, ose z
G	[N]	Gravitační síla
$C_{h, cest.}$	[kg/hod]	Hodinová spotřeba paliva pro cestovní režim
I	[kg·m ²]	Moment setrvačnosti
J	[-]	Rychlostní poměr
K	[-]	Klouzavost
k_g	[-]	Zmírňující součinitel ve výpočtu poryvových násobků
L	[N]	Vztlak letounu
m	[kg]	Hmotnost
m_0	[kg]	Prázdná hmotnost
M_K	[N·m]	Kroutící moment
m_{MTOW}	[kg]	Maximální vzletová hmotnost



M_y, M_z	[N·m]	Gyroskopický moment působící v ose y, ose z
n	[min ⁻¹]	Otáčky, násobek zatížení
P	[kW] ; [HP]	Výkon
P _P	[N]	Potřebný výkon
P _V	[N]	Využitelný výkon
R	[N]	Reakční síla
R _C	[km]	Dolet při letu v konstantní výšce
R _e	[MPa]	Mez kluzu
R _m	[MPa]	Mez pevnosti
R _{p0.2}	[MPa]	Smluvní mez kluzu
S	[m ²]	Plocha křídla
T	[°C]	Teplota
T _C	[hod]	Vytrvalost při letu v konstantní výšce
U _{de}	[ft/s]	Rychlost poryvu
V _A	[km/hod]	Návrhová rychlost obratu
V _{AF}	[km/hod]	Návrhová rychlost obratu s vysunutými vztlakovými klapkami
V _C	[km/hod]	Cestovní rychlost
V _F	[km/hod]	Maximální rychlost se vztlakovými klapkami
V _G	[km/hod]	Návrhová rychlost obratu při letu na zádech
V _H	[km/hod]	Maximální rychlost v horizontálním letu
V _{mD}	[km/hod]	Rychlost při nejmenším odporu
V _{NE}	[km/hod]	Nepřekročitelná rychlost
V _{RA}	[km/hod]	Maximální přípustná rychlost v turbulenci
V _S	[km/hod]	Pádová rychlost v cestovní konfiguraci
V _{S0}	[km/hod]	Pádová rychlost v přistávací konfiguraci
V _{SG}	[km/hod]	Pádová rychlost letu na zádech
w	[m/s]	Stoupací rychlost
η	[-]	Účinnost
μ _g	[-]	Hmotnostní poměr ve výpočtu poryvových násobků
ρ	[kg·m ⁻³]	Hustota
φ	[°]	Úhel nastavení listů vrtule

Tabulka P.2: Seznam zkratk

Zkratka	Význam
CS	Certification specification
EAS	Ekvivalentní rychlost letu
MSA	Mezinárodní standartní atmosféra
SAT	Střední aerodynamická těliva
TAS	Pravá vzdušná rychlost



Seznam obrázků a tabulek

Tabulka P.3: Seznam obrázků

Číslo	Název obrázku	Strana
1.1	TL-Ultralight Stream-UL	12
2.1	Letoun TL-Ultralight Stream-Turbo, Render zástavby	13
2.2	Obrysové plochy letounu TL-Ultralight Stream-Turbo	15
3.1	TP 100 s vrtulí	16
3.2	Cessna 172 s motorem TP100	16
3.3	Motor AI-450C s vrtulí	17
3.4	Diamond DART-500 s motorem AI-450C	17
3.5	Extra EA-500 s motorem Rolls-Royce Allison Model 250 B17F	18
4.1	Výkonové charakteristiky vrtule MTV-25-1 (175cm)	20
4.2	Účinnost vrtule v závislosti na rychlostním poměru J	21
4.3	Maximální dosažitelná účinnost vrtule v závislosti na rychlosti letu	22
5.1	Orientace souřadného systému	23
5.2	Centrážní diagram	26
6.1	Analytické poláry pro cestovní a vzletovou konfiguraci	28
6.2	Vliv rostoucí výšky a rychlosti na výkon motoru	29
6.3	Diagram maximálního využitelného výkonu	29
6.4	Diagram maximálního využitelného tahu	30
6.5	Diagram maximálního trvale využitelného výkonu	31
6.6	Diagram maximálního trvale využitelného tahu	31
6.7	Diagram potřebného tahu	32
6.8	Diagram potřebného výkonu	33
6.9	Diagram přebytků tahu při maximálním trvalém výkonu motoru	33
6.10	Diagram stoupacích rychlostí	34
6.11	Diagram vytrvalosti	36
6.12	Diagram doletu	36
6.13	Závislost rychlosti na ujeté dráze	38
7.1	Obratová a poryvová obálka pro výšku 6096 m a hmotnost 562.5 kg	43
7.2	Výsledná obálka pro výšku 6096 m a hmotnost 562.5 kg	43
8.1	Geometrie přistání se skloněnými reakcemi	52
8.2	Geometrie brždění při pojíždění	52
9.1	Pohled na uložení motoru z levé strany	55
9.2	Pohled na uložení motoru z pravé strany	56
9.3	Zadní závěs motoru	56
9.4	Přední závěs motoru se silentblokem	56
9.5	Geometrie připojovacích bodů na motorové přepážce	57
9.6	Systém uchycení předového podvozku	58
9.7	Rozměry a rozteče závěsných bodů	59



9.8	Pouzdra uložení podvozku a uchycení do přepážky	60
9.9	3D model motorového lože	60
9.10	Přední závěs	61
9.11	Zadní závěs	61
9.12	Schéma připojení motorového lože	62
9.13	Motor se vstupní a výstupní soustavou	63
9.14	Render zástavby – levý pohled	63
9.15	Render zástavby – pravý pohled	64
9.16	Render zástavby – horní pohled	64
10.1	Schéma náhrady přední podvozkové nohy	65
10.2	Zjednodušená náhrada přední podvozkové nohy	66
10.3	Vazba bodu levého horního pouzdra	67
10.4	Vložení 1D prvku „Beam“ jako náhrada podvozku	68
10.5	Rozvedení sil na jednotlivá místa uchycení	69
10.6	Schéma uchycení motoru na zadním závěsu	69
10.7	Napětí v loži, případ č. 12, celkový pohled	70
10.8	Napětí v loži, případ č. 12, detailní pohled	70
10.9	Napětí v loži, případ č. 19, celkový pohled	71
10.10	Napětí v loži, případ č. 19, detailní pohled	71
10.11	Ztráta stability v případě 12	72



Tabulka P.4: Seznam tabulek

Číslo	Název tabulky	Strana
2.1	Vybrané charakteristiky letounu TL-Ultralight Stream-Turbo	14
3.1	Parametry motoru TP100	16
3.2	Parametry motoru AI-450C	17
3.3	Parametry motoru Rolls-Royce Model 250 B17F	18
3.4	Srovnání parametrů uvažovaných motorů	19
3.5	Rozšířené parametry motoru TP100	19
4.1	Charakteristiky vrtule MTV-25-1-D-C-F/CFL175-51a	20
5.1	Seznam použitých komponent zástavby motoru	24
5.2	Proměnné zatížení a poloha jeho těžiště	25
6.1	Teplota a hustota vzduchu v závislosti na výšce letu	27
6.2	Maximální rychlosti letu pro dané výšky	34
6.3	Maximální stoupací rychlosti pro dané výšky a rychlosti letu	34
7.1	Doplňující aerodynamické a geometrické charakteristiky letounu	39
7.2	Poryvové násobky a výpočtové konstanty	42
8.1	Prvky instalace zavěšené na motorovém loži	45
8.2	Maximální dosažitelné násobky obratu a poryvu	46
8.3	Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé letové případy	49
8.4	Početní zatížení motorového lože pro letové případy	49
8.5	Porovnání reakcí při přistání se skloněnými reakcemi	51
8.6	Přehled získaných provozních zatížení pro jednotlivé pozemní případy	54
8.7	Početní zatížení motorového lože pro jednotlivé pozemní případy	54
10.1	Silové účinky na motorovém loži od předového podvozku	66
10.2	Síly působící na šrouby uchycení lože do motorové přepážky	73
P.1	Seznam symbolů	79
P.2	Seznam zkratk	80
P.3	Seznam obrázků	81
P.4	Seznam tabulek	82



Seznam příloh

Příloha 1 – Výsledky MKP analýzy pro jednotlivé případy

Příloha 2 – Výkresová dokumentace motorového lože, na přiložených výkresech

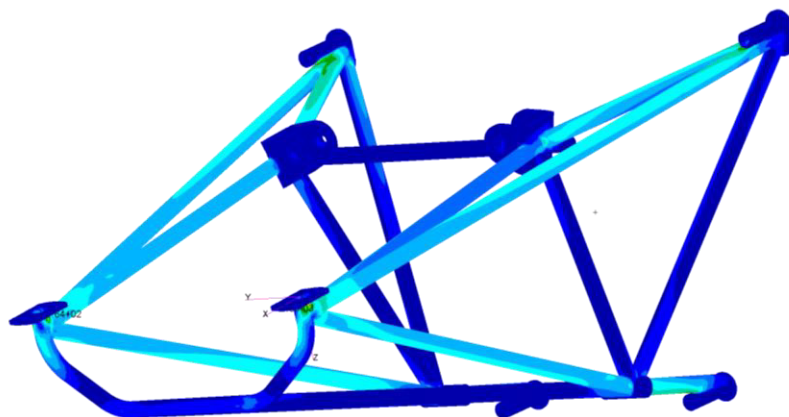
- LÚ-DP-18-01 Svařenec motorového lože
- LÚ-DP-18-02 Zástavba motoru

Příloha 3 – 3D model zástavby a motorového lože ve formátu .stp na digitálním nosiči



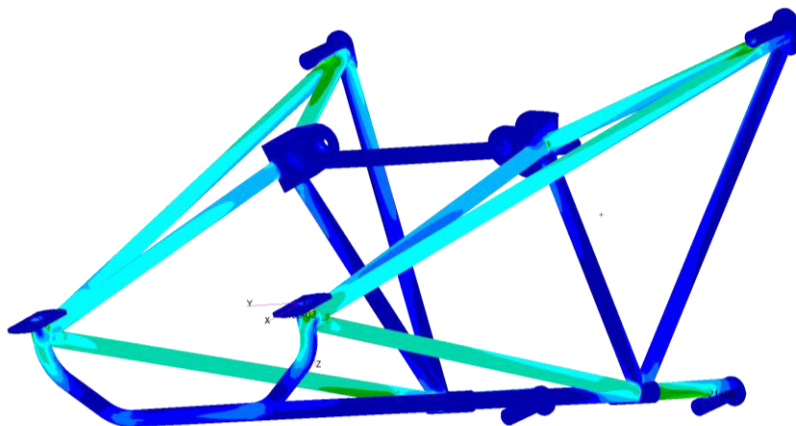
Příloha 1 – Výsledky MKP analýzy pro jednotlivé případy

ents, Translational,



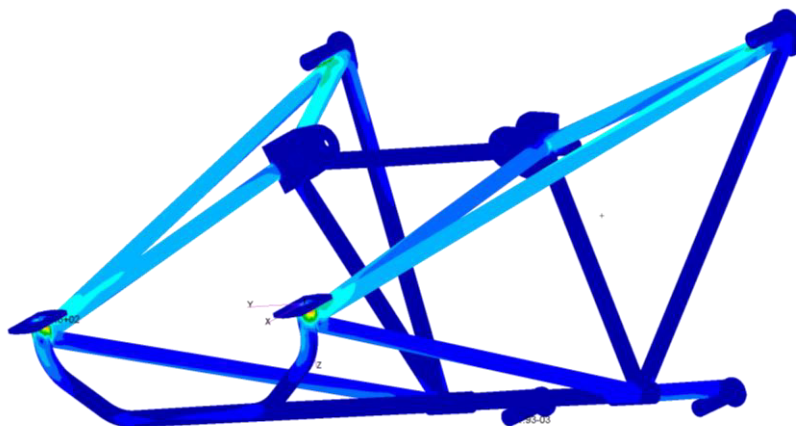
Obrázek P1: Příklad 1 – Škála 0 – 150 MPa

nts, Translational,

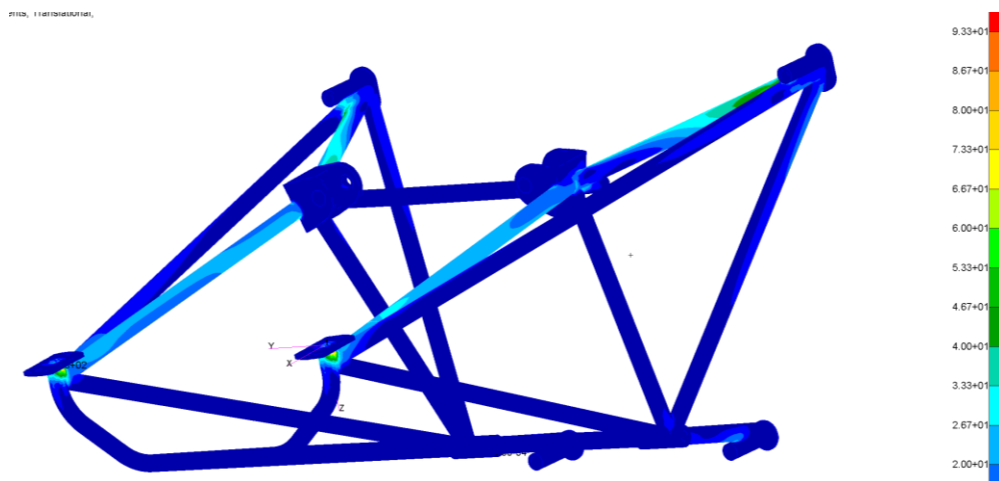


Obrázek P2: Příklad 2 – Škála 0 – 150 MPa

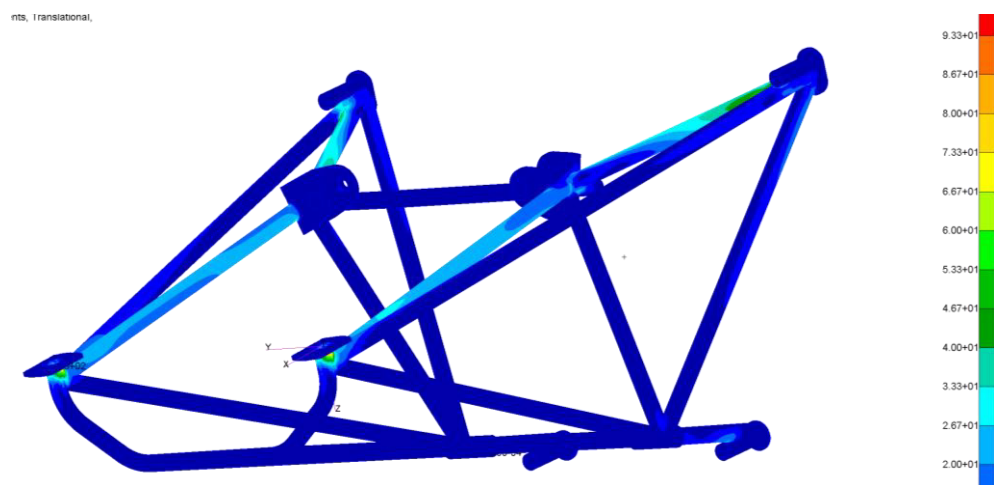
nts, Translational,



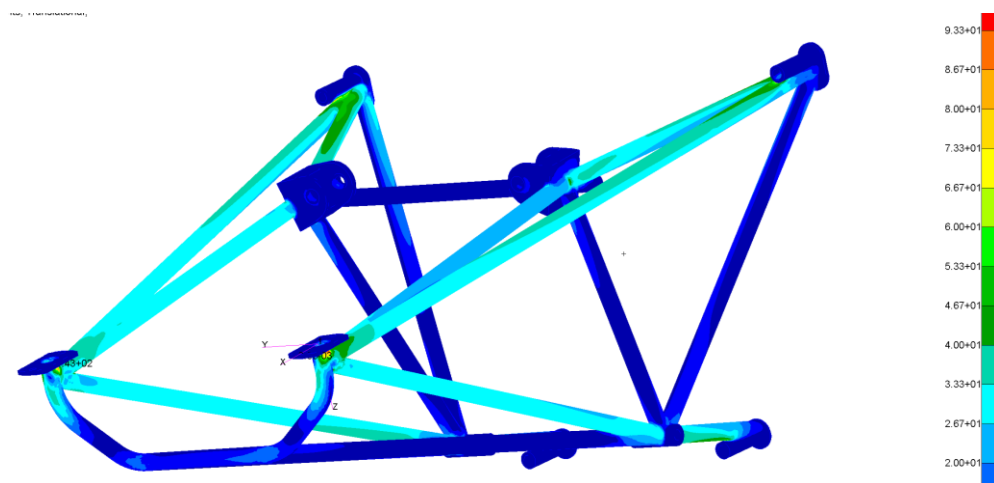
Obrázek P3: Příklad 3 – Škála 0 – 100 MPa



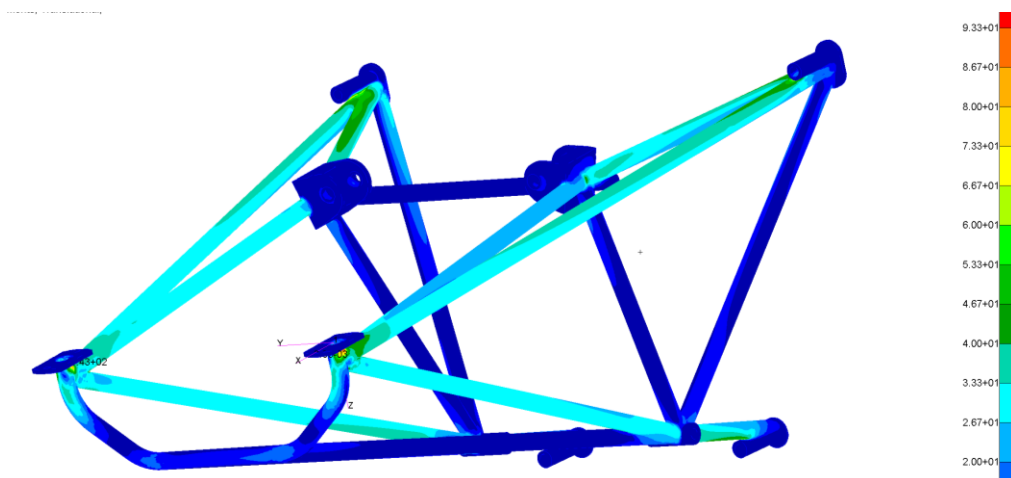
Obrázek P4: Příklad 6 – Škála 0 – 100 MPa



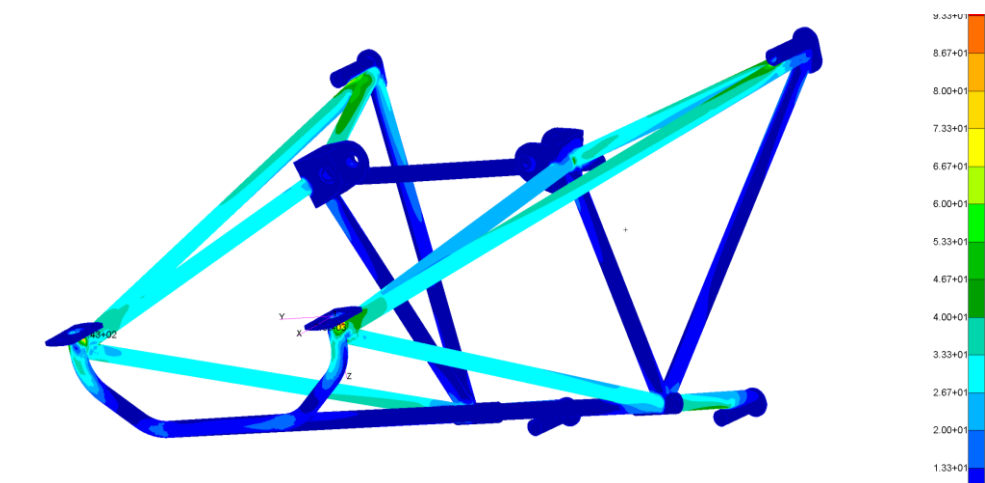
Obrázek P5: Příklad 7 – Škála 0 – 100 MPa



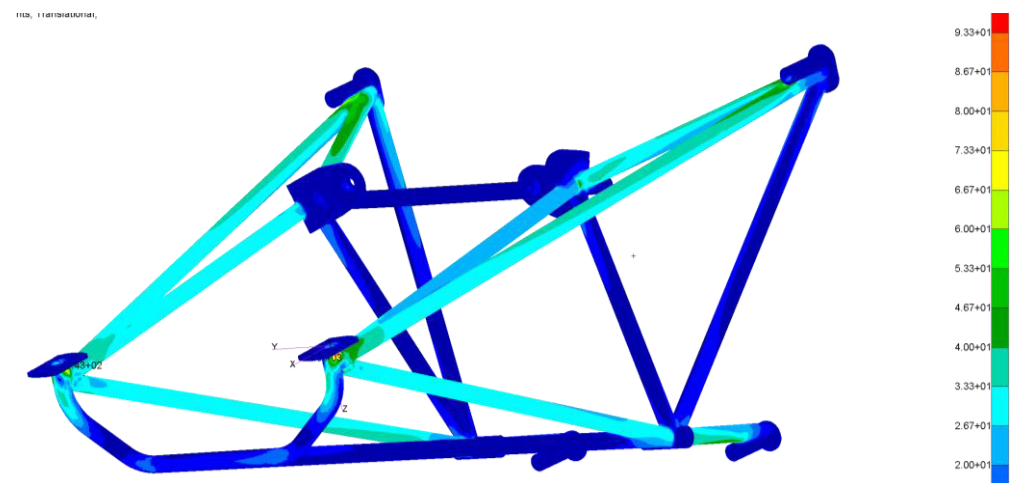
Obrázek P6: Příklad 8 – Škála 0 – 100 MPa



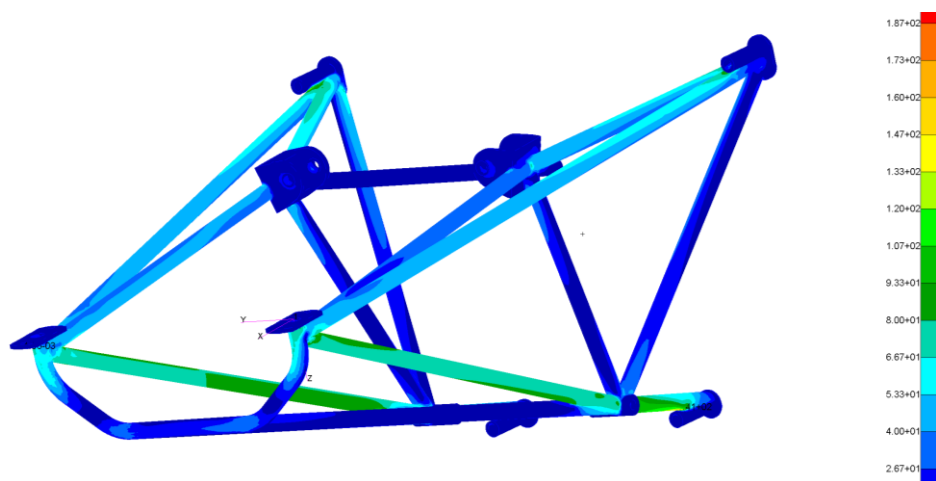
Obrázek P7: Příklad 9 – Škála 0 – 100 MPa



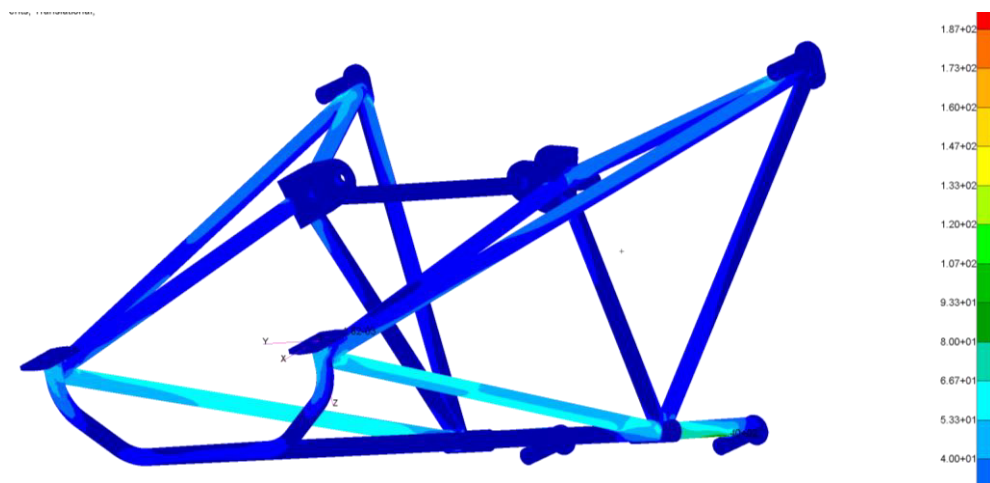
Obrázek P8: Příklad 10 – Škála 0 – 100 MPa



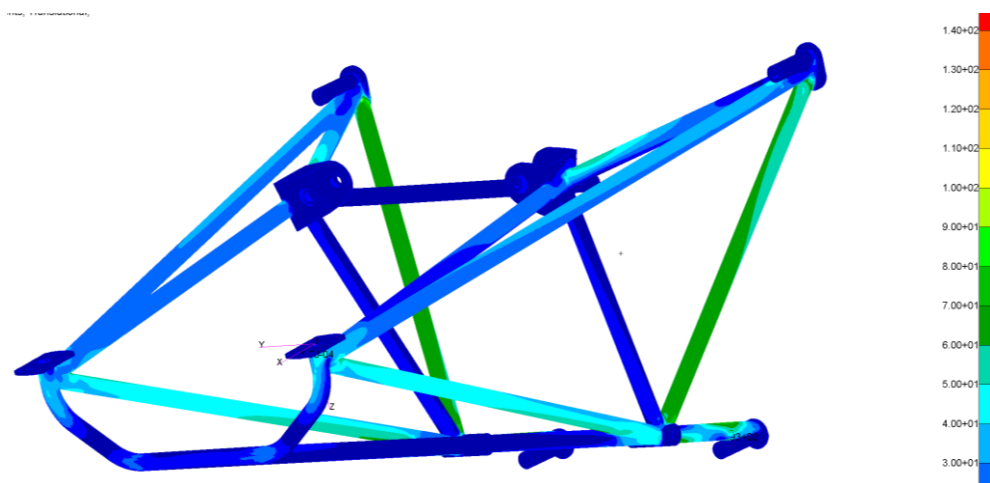
Obrázek P9: Příklad 11 – Škála 0 – 100 MPa



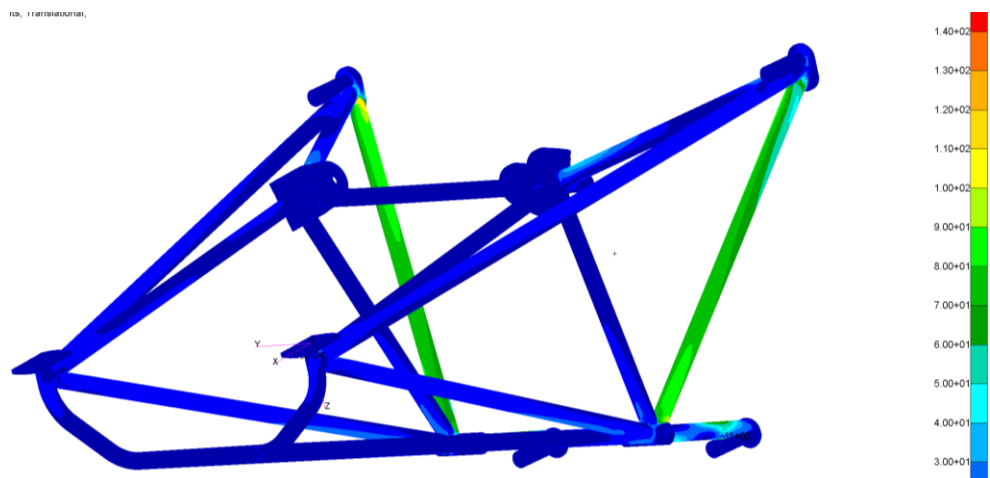
Obrázek P10: Příklad 12 – Škála 0 – 200 MPa



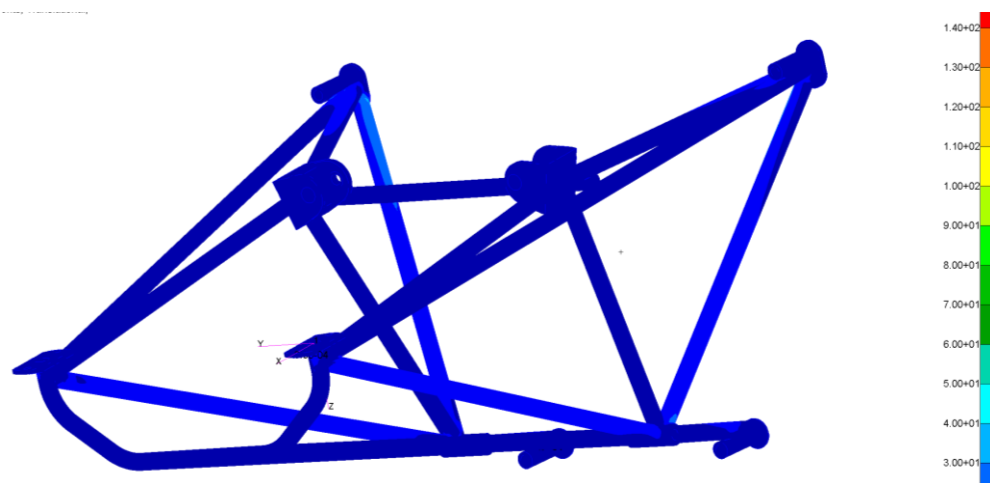
Obrázek P11: Příklad 13 – Škála 0 – 200 MPa



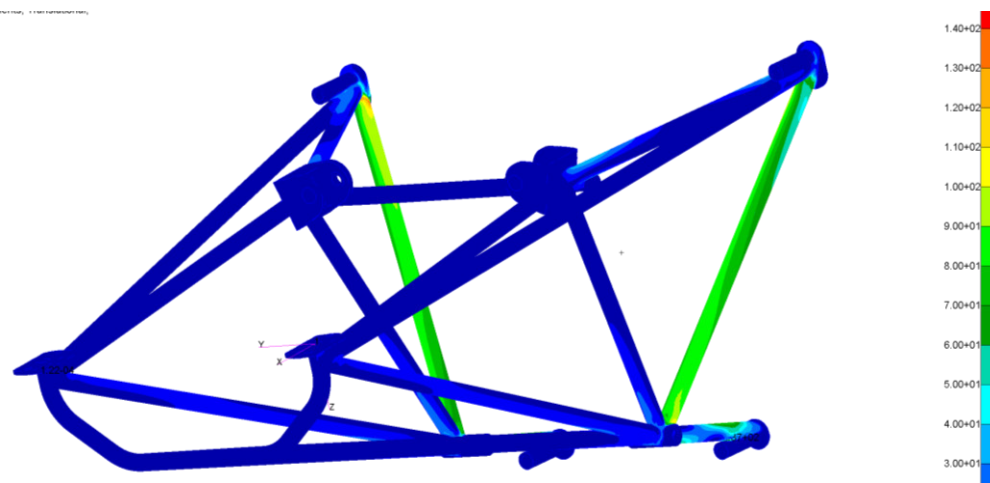
Obrázek P12: Příklad 14 – Škála 0 – 150 MPa



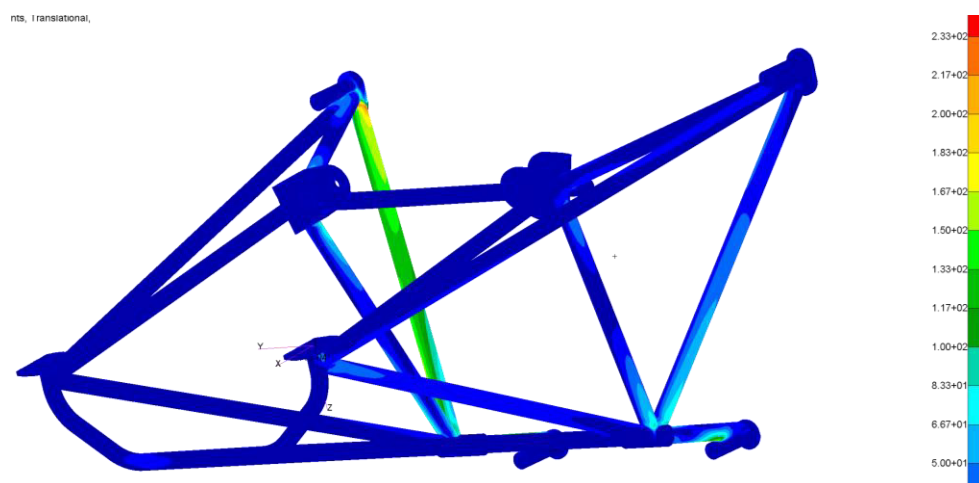
Obrázek P13: Příklad 15 – Škála 0 – 150 MPa



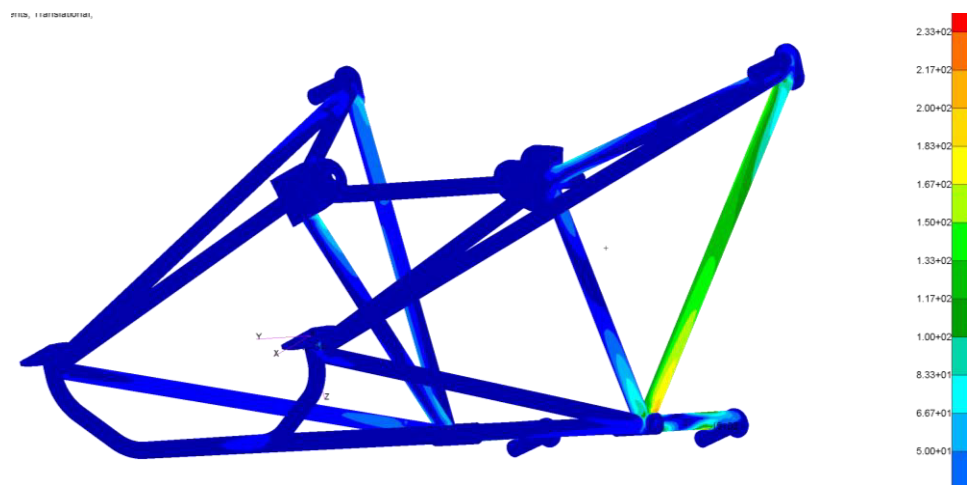
Obrázek P14: Příklad 16 – Škála 0 – 150 MPa



Obrázek P15: Příklad 17 – Škála 0 – 150 MPa



Obrázek P16: Příklad 18 – Škála 0 – 250 MPa



Obrázek P17: Příklad 19 – Škála 0 – 250 MPa